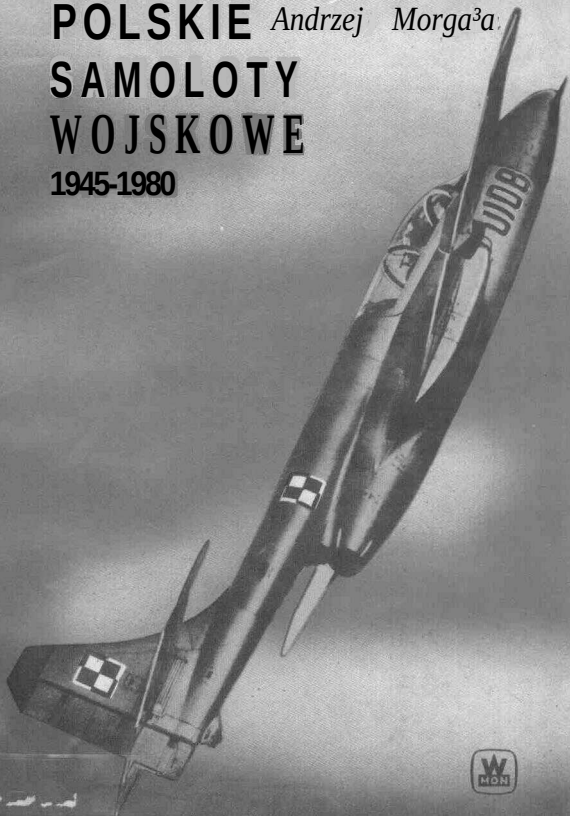


POLSKIE *Andrzej Murgała*
SAMOLOTY
WOJSKOWE
1945-1980



Wstêp	7
Rozdzia ³ J. Samoloty myliwskie	13
Jak-17	13
Jak-23	20
Rozdzial 2. Wielozadaniowe samoloty bojowe o napêdzie odrzutowym	28
MiG-15	28
MiG-17	50
MiG-19	73
MiG-21	85
Su-7B	101
Su-20	109
Rozdzial 3. Samoloty szturmowe i bombowe	115
I ³ -10	115
Tu-2	125
I ³ -28	133
Rozdzial 4. Samoloty transportowe	147
I ³ -12	147
I ³ -14	153
An-2	160
An-12	177
An-26	186
Jak-40	195
Rozdzial 5. Emig ³ owce	203
SM-1	203
Mi-4	215
SM-2	223
Mi-2	227
Mi-8	240
Mi-24	248
PZL W-3 Sok ³	251
Rozdzial 6. Samoloty szkolno-treningowe	255
CSS-13	255
Jak-11	267
Jak-18	273
UTB-2	280
Samoloty Junak	285
— L W D Junak-1	285
— L W D Junak-2	288
— TS-9 Junak-3	293
TS-8 Bies	301
TS-11 Iskra	314
Rozdzial 7. Samoloty ³¹ cznikowe	333
Jak-12	333
PZL-104 Wilga	346

Rozdział ³ 8. Inne samoloty i statki powietrzne	370
Nord NC-701	370
Piper L - 4	374
Balony na uwięzi	382
Poduszkowce	384
Rozdział ³ 9. Prototypy, projekty i prace studyjne	387
Pierwsze koncepcje i opracowania	387
PZL S-1	388
LWD Bies	392
LWD Goniec	392
LWD Mię	392
LWD uraw	398
S-3, S-4 Kania	404
TS-7 Chwat	406
FM-13	407
GIL-2 ³ GIL-3	407
B-4 uk	408
MD-12	413
JK-1 Trzmiel	419
PS-1, PS-2, PS-3	423
AS	424
KS-1, KS-2	427
TS-15 Fregata	458
TS-16 Grot	429
TC Borsuk	434
SM-4 fika	434
SM-6	436
PZL-104 Wilga 45	437
Rozdział 10. Bezzalogowe obiekty latające	439
Rękaw strzeleckie	439
TC-1	440
TC-2	443
Spec-3	445
Spec-4	448
Gacek	451
Tukan	455
Mak-11, Mak-30, HAL-30	458
B-172	464
Samoloty-pociski M W	466
Za ³¹ czniki	471
Wykaz Źród ³	474
Skorowidz nazwisk	479
Skorowidz typów samolotów	482

Lotnictwo wojskowe PRL przechodziło w swojej historii kolejne stadia rozwoju: od organizacji czasu wojny poprzez przejście na stopę pokojową¹ i redukcję sił, burzliwy rozwój na początku lat pięćdziesiątych, następne zmiany organizacyjne, aż do obecnej postaci, składu i formy pozwalających na jak najlepsze wykonanie postawionych zadań. Rola lotnictwa wynika i jest ściśle związana z funkcjami obronnymi przypadającymi do spełnienia siłom zbrojnym PRL.

Cech¹ charakterystyczny współczesnego lotnictwa jest obecność w składzie wszystkich rodzajów wojsk. Niemniej jednak podstawowe funkcje właściwe siłom powietrznym przypadają do spełnienia wojskom lotniczym i wojskom obrony powietrznej kraju. Ważną rolę mają również oddziały lotnicze przydzielone organizacyjnie do marynarki wojennej, wojsk ochrony pogranicza itd. Wszędzie lotnictwo jest równorzędnym, a często niezastąpionym wykonawcą zadań. Podobną rolę i funkcje spełniają siły powietrzne państw sygnatariuszy Układu Warszawskiego³ w innych krajach świata.

Wojska lotnicze stanowi jeden z podstawowych rodzajów sił zbrojnych. Przeznaczone i przystosowane są do prowadzenia różnorodnych zadań bojowych, samodzielnie, jak we współdziałaniu z innymi rodzajami wojsk. Działania mogą być dokonane przez uderzenie z powietrza na cele naziemne, nawodne i podwodne; zwalczanie lotnictwa wroga w powietrzu i na ziemi; niszczenie środków napadu jądrowego nieprzyjaciela; osłone ugrupowań bojowych i operacyjnych wojsk własnych przed uderzeniami sił powietrznych przeciwnika; prowadzenie rozpoznania powietrznego w skali taktycznej i operacyjnej; wykonywanie innych zadań o charakterze pomocniczym.

Podstawowe siły uderzeniowe¹ wojsk lotniczych stanowi lotnictwo operacyjne, które zależnie od przeznaczenia dzieli się na: myśliwskie, myśliwsko-szturmowe, myśliwsko-bombowe, rozpoznawcze, transportowe i pomocnicze tj. sanitarne, ³¹cznikowe, dowodzenia itd.

Podstawowe wyposażenie wojsk lotniczych stanowi dzisiaj wielozadaniowe naddźwiękowe samoloty bojowe. Sprzęt latający jest stale doskonalony, co pozwala na dotrzymanie kroku światowemu standardowi w tej dziedzinie. Świetnie wyszkolona kadra posiada przeważnie wyższe wykształcenie, a poważną część pilotów ma klasę mistrzowską¹ i pierwszą klasę — czyli najwyższe kwalifikacje lotnicze.

Lotnictwo polskie jest przystosowane i przygotowane do prowadzenia operacji we wszystkich możliwych warunkach, dysponując bardzo dobrym sprzętem i posiadając właściwie wyposażone bazy na terenie całego kraju. Lotniska zdolne

dla obsługi administracji państwowej. Typy i ilości maszyn przedstawione zostały w załączniku I. Samoloty te były użytkowane jeszcze przez okres kilku lat. W 1947 r. rozpoczęto modernizację sprzętu, wprowadzając nowe maszyny produkcji radzieckiej, początkowo samoloty Jak-9P do jednostek lotnictwa myśliwskiego, w 1949 r. Ił-10 do jednostek lotnictwa szturmowego i w 1950 r. Tu-2 do lotnictwa bombowego. Wyposażenie jednostek w samoloty wg stanu na 1 IX 1949 r. przedstawiono w załączniku II. Od 1949 r. zaczęła się również wymiana sprzętu szkolno-łącznikowego. Jednostki otrzymały w latach 1949–1951 produkowane w kraju na licencji radzieckiej zmodernizowane samoloty Po-2, oznaczone jako CSS-13, oraz dostarczane ze Związku Radzieckiego maszyny szkolne Jak-11, Jak-18, UTB-2 i łącznikowe Jak-12.

Od połowy 1950 r. polskie Wojska Lotnicze zaczęły otrzymywać pierwsze samoloty odrzutowe. Były to początkowo pojedyncze egzemplarze Jak-17 i Jak-17W, a w 1951 r. duże ilości Jak-23 i wkrótce po nich w tym samym roku MiG-15 — maszyny o skrzydłach skośnych, rozwijające znacznie większe prędkości lotu i osiągały wyższy pułap. W 1953 r. wprowadzono ulepszone MiG-15bis. W tym samym roku polskie lotnictwo myśliwskie zostało zasilone pierwszymi wyprodukowanymi w kraju samolotami Lim-1 (licencyjnymi MiG-15), a rok później samolotami Lim-2, stanowiłymi odpowiednik radzieckiego MiG-15bis. W 1955 r. jednostki otrzymały samoloty MiG-17 i MiG-17F, mające silnik z dopalaczem. Od następnego roku zaczęły napływać z krajowych wytwórni licencyjne Lim-5 (MiG-17F) i wkrótce po nich myśliwce przechwytyjące Lim-5P (MiG-17PF), wyposażone w aparaturę radiolokacyjną.

Lotnictwo bombowe otrzymało wiosną 1952 r. pierwsze samoloty odrzutowe Ił-28, które stopniowo zastąpiły łokowe Pe-2 i Tu-2. W lotnictwie szturmowym początkowo dominował Ił-10, dostarczany ze Związku Radzieckiego, i jego wersja licencyjna B-33, produkowana w Czechosłowacji. Samoloty te pozostawały najdłużej w jednostkach bojowych spośród mających napęd łokowy, bo aż do 1959 r. W tym czasie wycofano je niemal całkowicie, wprowadzając w ich miejsce odrzutowe Lim-1, Lim-2 i Lim-2R.

W lotnictwie pomocniczym wprowadzono w tym czasie samoloty transportowe Ił-12, Ił-14 i An-2, łącznikowe Jak-12M, a w szkolnym LWD Junak-2, TS-9 Junak 3 i TS-8 Bies. Ważnym wydarzeniem lat pięćdziesiątych było również zastosowanie na szerszą skalę seryjnych śmigłowców SM-1, budowanych całkowicie przez polski przemysł z licencji radzieckiej. Maszyny te stanowiły w jednostkach standardowy sprzęt łącznikowy, sanitarny i transportowy.

Od 1959 r. datuje się nowy etap w rozwoju polskiego lotnictwa. W tym roku wprowadzono samoloty naddźwiękowe MiG-19, osiągały liczbę Macha 1,5. W pierwszej połowie lat sześćdziesiątych dostarczono samoloty MiG-21F13 o prędkości lotu dwukrotnie większej od prędkości rozchodzenia się dźwięku. Lotnictwo wsparcia i rozpoznania otrzymało w latach sześćdziesiątych również samoloty naddźwiękowe. Są to duże myśliwsko-bombowe Su-7B, stanowiłyce zupełnie nową rewelację w swojej klasie pod względem osiągnięć, własności lotno-pilotажowych, walorów bojowych i właściwości eksploatacyjnych. Również przemysł krajowy dostarczył lotnictwu znaczących ilości specjalnie przystosowanych samolotów myśliwsko-szturmowych Lim-5M, a później zmodernizowanych Lim-6, Lim-6bis, Lim-6bisR i Lim-6M.

W rozwoju lotnictwa operacyjnego uwidoczniły się nowe tendencje polegające na wyposażeniu jednostek w wielozadaniowe samoloty bojowe: myśliwsko-szturmowe, myśliwsko-bombowe i rozpoznawcze, uzbrojone w pociski rakietowe, działające o każdej porze doby i w trudnych warunkach atmosferycznych, mogące działać bez widoczności celu, operujące na małym, jak i wysokim pułapie. Zatarły się wyraźne granice podziału pomiędzy samolotami myśliwskimi, sztur-

mowymi i bombowymi. Dla zmniejszenia zależności się powietrznych od lotnisk stałych wprowadzono nowe elementy taktyki, specjalne urządzenia startowe i samoloty o krótkim rozbiegu i dobiegu. Czynniki te zapewniały możliwość korzystania z trawiastych lotnisk polowych oraz odcinków dróg komunikacyjnych.

Lotnictwo transportowe i pomocnicze zostało również zasilone nowoczesnym sprzętem. W połowie lat sześćdziesiątych jednostki otrzymały średnie turbośmigłowe samoloty transportowe An-12B, a pododdziały lotnictwa wojsk lądowych śmigłowce turbinowe Mi-2 produkowane całkowicie w kraju.

W latach siedemdziesiątych lotnictwo myśliwskie otrzymało najnowsze wersje MiG-21 mające przypominające pierwsze maszyny tego typu z początku lat sześćdziesiątych. Samoloty te, przyrównywane do latających laboratoriów elektronicznych, odznaczają się wysokim stopniem zautomatyzowania urządzeń pokładowych i efektywnym uzbrojeniem, m.in. w postaci samonaprowadzających pocisków rakietowych różnych typów. Lotnictwo wsparcia i rozpoznania wyposażono w wielozadaniowe samoloty bojowe o zmiennej geometrii skrzydeł stanowiące ostatni wyraz techniki lotniczej w tej dziedzinie. Przemysł lotniczy dostarczył natomiast samoloty bliskiego wsparcia taktycznego i rozpoznania — dwuosobowe TS-II Iskra bis DF i Iskra bis C. Pojawiła się również jednoosobowa wersja tej maszyny TS-II Iskra 200BR. Lotnictwo transportowo-łącznikowe otrzymało turbośmigłowe samoloty desantowe An-26, transportowe Jak-40 i łącznikowe produkcji krajowej PZL-104 Wilga-35.

Znaczny wkład w umocnienie potencjału obronnego Polski wniosły biura konstrukcyjne i krajowy przemysł lotniczy. Początki były skromne. Adaptacja licencyjnego Po-2 na CSS-13 i produkcja seryjna dla potrzeb lotnictwa szkolnego i łącznikowego, a w ślad za nim rodzime samoloty LWD Junak-2 i TS-9 Junak-3. Początek lat pięćdziesiątych przyniósł burzliwe zmiany. Odbudowany i rozbudowany przemysł lotniczy zaczął dostarczać samoloty myśliwskie konstrukcji Mikołajana i Gurewicza produkowane z licencji: Lim-1, Lim-2, Lim-5, Lim-5P, a później opracowane w kraju wersje myśliwsko-szturmowe Lim-5M i zmodernizowany wariant Lim-6bis. Lotnictwo transportowe otrzymało również licencyjne samoloty WSK/PZL An-2, a lotnictwo szkolne — rodzime maszyny konstrukcji mgr. inż. Tadeusza Sołtyka TS-8 Bies i odrzutowe TS-II Iskra. Duże znaczenie dla obronności i innych dziedzin gospodarki narodowej miało uruchomienie produkcji licencyjnej śmigłowców Mi-1, oznaczonych w Polsce jako SM-1. Przeprowadzane w tym czasie prace badawcze na śmigłowcach doświadczalnych, skonstruowanych w kraju, pozwoliły na modyfikację produkowanego seryjnie sprzętu w postaci wersji SM-2. Zastąpienie na liniach produkcyjnych śmigłowców o napędzie łokowym przez śmigłowce turbinowe Mi-2 stało się kolejnym milowym krokiem w dziedzinie postępu technicznego.

Oprócz rozwiązań kompleksowych, dających w efekcie nowy samolot, dokonano znacznego wysiłku w kierunku opracowań częściowych, mających na celu przystosowanie maszyn do nowych zadań czy też wprowadzenie ulepszeń do seryjnie produkowanego sprzętu, stanowiącego standardowe wyposażenie jednostek lotniczych. Szczegółne zadania w tym zakresie ma Techniczny Instytut Wojsk Lotniczych, którego rozległy program działalności obejmuje wiele dziedzin techniki lotniczej.

Niemalże wkład w rozwój konstrukcji lotniczych i adaptację użytkowanych samolotów do nowych celów wnieśli racjonalizatorzy Wojsk Lotniczych i WOPK. Wystarczy wspomnieć modernizację samolotu Jak-9M przez zabudowanie skrzydeł o konstrukcji metalowej, przeróbkę jednoosobowych Jaf-9 na dwuosobowe Jak-9W, uzbrojenie zdobywczych Fi-156C w stanowiska ruchomych k.m. SzKAS, przeróbkę transportowych Li-2 na wersje: aerofotogrametryczną, dyspozycyjną, szkolną nawigacyjną i szkolno-bombową, opracowanie Ił-10 w wersji dalekiego

zasi¹gu, przystosowanie Tit-2 do eksperymentalnych skoków na fotelu wyrzucanym, wykonanie *Lim-2* w wersji „smugacz”, oryginalne krajowe przeróbki wykonane w Lotniczych Zakładach Remontowych myśliwskich *Limów* na *SBLim-1*, *SBLim-2*, *Lim-1A* i *Lim-2A*, przystosowanie *Il-14T* jako lataj¹cej sali szkolnej do nauki nawigacji i bombardowania, przystosowanie myśliwskich *Limów* do zadań szturmowych, wykonanie śmigłowca *Mi-2* w uzbrojonej wersji bliskiego wsparcia taktycznego, przeróbka *Mi-2* na śmigowiec morski ratowniczy, sanitarny reanimacyjny, czy też efektowne malowanie w maskuj¹ce barwy ochronne — wszystko to, chociaż wymienione w skrótowym ujęciu, jest dziełem nowatorów i racjonalizatorów w stalowych mundurach. Interesuj¹ce prace przeprowadzono również nad bezza³ogowymi obiektami lataj¹cymi — celami powietrznymi holowanymi i wolno lataj¹cymi. Niektóre z nich oddano do produkcji seryjnej.

Technik¹ lotnicz¹ w Wojsku Polskim cechuje sta³y i szybki post¹p. Sprzęt lataj¹cy jest ci¹gle uzupełniany i unowocześniany. Wskutek zwiększenia prędkości, pu³apu, zasięgu, si³y rażenia i udoskonalenia sposobów operacyjnego zabezpieczenia działań, lotnictwo polskie jest stale przygotowane do działania w każdych okolicznościach — o każdej porze doby i w trudnych warunkach atmosferycznych. Dzięki wzrostowi si³y ognia i środków rażenia zdolno³ bojowa naszego lotnictwa wzrosła kilkakrotnie w stosunku do poziomu z maja 1945 r., osiąga¹j¹c przy tym wysoki stopień gotowości i operatywności.

Lotnictwo wojskowe PRL tworzy obecnie skuteczn¹ i niezawodn¹ tarcz¹ naszej obrony powietrznej.

-

SAMOLOTY MYŚLIWSKIE

JAK-15

Wkrótce po zakończeniu II wojny światowej w Europie, w maju 1945 r. zlecono biurom konstrukcyjnym A. S. Jakowlewa i A. L. Mikojana opracowanie projektów i budowę prototypów pierwszych radzieckich myśliwców o napędzie turboodrzutowym.

W bardzo krótkim czasie konstrukcyjne biuro Mikojana opracowało samolot *F (MiG-9)* napędzany dwoma silnikami *BMW-003* każdy o ci¹gu 7,84 kN (800 kG), a biuro konstrukcyjne Jakowlewa — samolot *Jak-15* z silnikiem *Junkers Jumo-004* o ci¹gu 8,33 kN (850 kG). Silniki te po modernizacji zostały oddane do produkcji seryjnej pod oznaczeniami *RD-20* i *RD-10*.

Jak-15 stanowi³ przeróbkę znanego samolotu myśliwskiego *Jak-3*, z którego wzięto część środkow¹ i ty³ kadłuba z usterzeniem, skrzydła oraz podwozie. Silnik był umocowany ukośnie w przedniej części kadłuba, z wylotem ukształtowanym w formie redanu, skierowuj¹cym gazy spalinowe pod kadłub. Kabina otrzymała now¹ osłonę o kształcie kropłowym. Cały kadłub był pokryty blach¹ duralow¹, a spód od wylotu z silnika dodatkowo osłonięte ekranem ochronnym ze stalowej blachy żaroodpornej. Kółko ogonowe, znajduj¹ce się w strudze gor¹-cych gazów, zamieniono i zast¹piono stalow¹ rolk¹. Wyposażenie wnętrza kabiny, układ sterownic, dźwignię gazu itd. zachowano takie same, jak w samolocie trójkowym. Uczyniono tak dla ułatwienia przejścia pilotów z jednego napędu na drugi, który krył wówczas jeszcze wiele niewiadomych. Dzięki zastosowanym rozwiązaniom pilotaż pierwszego samolotu odrzutowego nie sprawia³ większych trudności. *Jak-15* w przeciwności z lotno-pilotażowymi był bardzo zbliżony do maszyn z napędem trójkowym.

W październiku 1945 r. pierwszy prototyp *Jak-15* był gotowy i przyst¹piono do przeprowadzania prób naziemnych, podczas których badano go w czasie ruchu po pasie startowym, wykonuj¹c przy tym krótkie skoki. Pierwszy pełny lot został wykonany 24 IV 1946 r. przez pilota doświadczalnego Michai³a I. Iwanowa. W dniu 18 VIII 1946 r. *Jak-15* razem z *MiG-9* były zaprezentowane na pokazach podczas obchodów święta lotnictwa na lotnisku Tuszyno pod Moskw¹. W międzyczasie przyst¹piono do budowy I serii informacyjnej 15 sztuk *Jak-15* i 15 *MiG-9*. Samoloty te zamierzano zademonstrować podczas pa-

rady wojskowej z okazji rocznicy Wielkiej Rewolucji PaŹdziernikowej 7 XI 1946 r. Pomimo napiętych terminów, zadanie zostało wykonane. Pierwszy egzemplarz seryjny *Jak-15* został oblatany 5 X 1946 r., a w dniu 21 października wysłano ostatni¹ piętnast¹ maszynę do Moskwy. W czasie od 6 XI 1946 r. oblatano wszystkie samoloty na jednym z podmoskiewskich lotnisk, gdzie skoncentrowano je przed defilad¹. Trudne warunki atmosferyczne panuj¹ce w rejonie Moskwy w dniu 7 listopada uniemożliwiły jednak przeprowadzenie części lotniczej w wielkiej paradzie wojskowej.

W maju 1947 r. *Jak-15* przeszedł próby państwowe, zakończone pozytywn¹ ocen¹ komisji kwalifikacyjnej. Przyjęto go do wyposażenia radzieckich sił powietrznych jako pierwszą standardową maszynę z napędem odrzutowym. W tym czasie ruszyła produkcja seryjna i wiosną 1947 r. znaczna część jednostek szkolnych i pułków lotnictwa myśliwskiego została wyposażona w pierwsze *Jak-15*. Większa liczba tych maszyn wzięła udział w paradzie wojskowej 1 maja 1947 r. nad Placem Czerwonym w Moskwie. W tym okresie pilot doświadczalny Piotr M. Stefanowski wykonał po raz pierwszy figury wyższego pilotażu na *Jak-15*, a pilot wojskowy Iwan Połunin zademonstrował wiązankę figur w pokazie akrobacji lotniczej podczas sierpniowego święta lotnictwa 1947 r. nad lotniskiem Tuszyń. Rok później na tuszyńskiej paradzie grupa pilotów dowodzona przez dwukrotnego Bohatera Związku Radzieckiego Eugeniusza J. Sawickiego wykonała po raz pierwszy pokaz akrobacji zespołowej na samolotach *Jak-15*. Maszyny te były produkowane stosunkowo krótko. W latach 1946—1947 zbudowano ogółem około 280 sztuk, przeznaczonych dla lotnictwa radzieckiego. Zarówno *Jak-15*, jak i MiG-9 nie były eksportowane do innych krajów. Dla potrzeb szkolenia opracowano wariant dwumiejscowy *Jak-21*, który nie był jednak produkowany seryjnie.

Po skonstruowaniu samolotu *Jak-15* zespół A. S. Jakowlewa opracował według nowych założeń projekt następnej maszyny *Jak-17*, odpowiadającej wzrastającym wymaganiom lotnictwa wojskowego. Zachowując ogólny układ konstrukcyjny poprzednika, nowy samolot otrzymał trójpodporowe podwozie z kołem przednim. Jednocześnie do kadłuba i skrzydeł wniesiono zmiany konstrukcyjne, stosując przy tym znacznie więcej części metalowych oraz wzmacniając i usztywniając elementy nośne. Zmieniono również obrys i konstrukcję usterzenia pionowego. Dla pomieszczenia w skrzydłach przesuniętego do tyłu podwozia głównego usunięto z przestrzeni między dźwigarowej skrzydłowe zbiorniki paliwa. Jednocześnie na końcówkach obu półosi zawieszono dodatkowe zbiorniki o kształcie kropłowym. Napęd stanowił przeprojektowany przez zespół inż. J. Kolesnikowa silnik RD-10A o cięgu statycznym 9,8 kN (1000 kg). Rozruch następował za pomocą silnika tłokowego mającej mocy. Wprowadzenie zmian zwiększyło masę własną o przeszło 400 kg, a osiągi uległy pewnemu pogorszeniu. Jednak zastosowanie podwozia z kołem przednim wybitnie poprawiło widoczność do przodu podczas ruchu na ziemi, a ponadto skróciło start i lądowanie. Prototyp *Jak-17* przeszedł próby w locie w pierwszej połowie 1947 r. W tym czasie uruchomiono produkcję seryjną *Jak-17*, zastępując nimi na linii produkcyjnej samoloty *Jak-15*. W ślad za wersją bojową oddano do produkcji dwuosobową wersję szkolno-bojową *Jak-17W* (wywóznej) ze wspólną kabiną dla ucznia i instruktora oraz zdwojonymi sterownicami, umożliwiającymi naukę pilotażu. Produk-

cja *Jak-17* trwała również krótko. W latach 1947—1948 zbudowano około 430 sztuk w wersjach myśliwskiej jednoosobowej i szkolno-bojowej dwuosobowej.

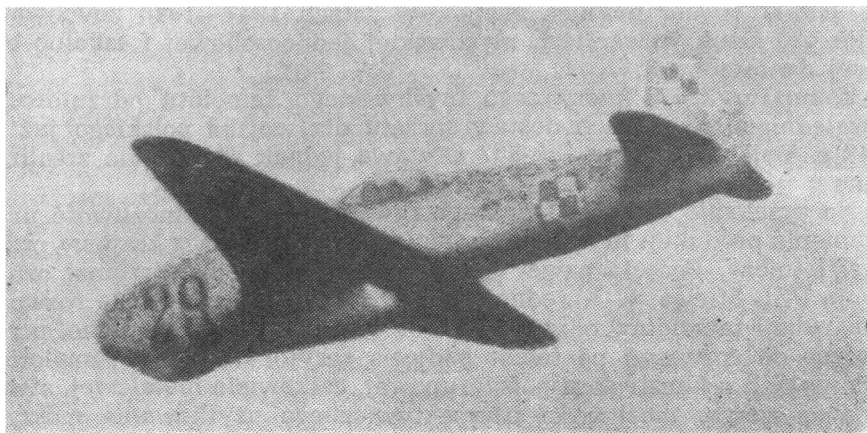
Zakup w ZSRR pierwszego myśliwskiego samolotu odrzutowego uwzględniano w planach dostaw sprzętu dla wojska polskiego już w 1947 r. Był to zapewne *Jak-15*? Dostawa jednak nie została zrealizowana.

Na przełomie 1949/1950 r. rozpatrywano w Polsce możliwość uruchomienia produkcji licencyjnej samolotów *Jak-17* przez krajowy przemysł lotniczy. Podjęto nawet prace wstępne. Samolot otrzymał oznaczenie PZL Mielec: G-1 Jednak wobec szybko postępującego rozwoju konstrukcji samolotów odrzutowych od koncepcji tej odstąpiono, przechodząc do rozważań na temat podjęcia seryjnej budowy samolotów myśliwskich o konstrukcji półskorupowej, całkowicie metalowej, stwarzającej szersze możliwości perspektywicznego użytkowania maszyn. Później wykonano jedynie dla celów szkoleniowych w WSK Rzeszów serię 30 licencyjnych silników RD-10A, mających oznaczenie fabryczne G-2, przeznaczonych do napędu samolotów *Jak-17W*.

W lipcu 1950 r. Dowództwo Wojsk Lotniczych skierowało pierwszych czterech pilotów na kurs pilotażu samolotów odrzutowych. Przeszkolenie zorganizowano na jednym z lotnisk radzieckich. Do grupy tej należeli: ppłk Wasył Gaszyn — radziecki doradca z Dowództwa Wojsk Lotniczych, ppłk Aleksander Marków — radziecki doradca z OSL w Dęblinie, kpt. Andrzej Rybacki * z 1 PLM i por. Kazimierz Tanana z 2 PLM. Szkolenie w locie odbywało się początkowo na dwuosobowych szkolno-bojowych *Jak-17W*, a następnie na jednoosobowych bojowych *Jak-17*. Maszyna miała niewielki zapas paliwa, wystarczający zaledwie na 25—28 minut pracy silnika, co pozwalało jedynie na wykonywanie krótkich lotów w rejonie lotniska. Ponadto samo uruchomienie silnika na ziemi było nader skomplikowane, składało się z kilku cykli, obejmujących określone czynności, jak: uruchomienie benzynowego silnika rozruchowego, rozkręcenie turbiny, uruchomienie silnika głównego na lżejszym paliwie, przejęcie na zasilanie naftą itd. Sam pilot był natomiast łatwy i przyjemniejszy. Cisza w locie, dobra widoczność do przodu, znacznie krótszy start i większa prędkość lotu stanowiły o wyższości nowego napędu nad silnikiem tłokowym. Pewne wady silnika odrzutowego spowodowały potrzebę zastosowania zabezpieczenia przed przegrzaniem turbiny i pompą sprężarki. Wymagało to od pilota przyswojenia nowych nawyków, jak np. przestrzegania znacznie wolniejszego ruchu dźwigni regulacji obrotów. Silnik tłokowy reaguje natychmiast na ruch manetki gazu i zmianę dozowania paliwa. W silniku odrzutowym przyspieszenie obrotów następuje o wiele wolniej. Zwiększenie cięgu powoduje natomiast o wiele szybsze narastanie prędkości lotu. Podczas ewolucji i figur pilotażu występują znowu duże przeciżenia, znacznie przekraczające natężeniem podobne zjawiska na samolocie napędzanym silnikiem tłokowym.

Niemniej jednak szkolenie miało szybki przebieg. Kpt. pil. Rybacki i por. pil. Tanana wykonali samodzielne loty już w pierwszych dniach sierpnia, a do końca kursu każdy z nich wylatał po 6 godzin na samolocie odrzutowym. Pierwsze trzy samoloty *Jak-17* sprowadzono do

* Obecnie generał brygady, zastępca dowódcy wojsk OPK.



Rys. 1. Pierwszy polski myśliwski samolot odrzutowy *Jak-17* nr 29. Zdjęcie wykonane 20 VIII 1950 r. podczas pokazów lotniczych na Okęciu (fot. Andrzej Glass)

Warszawy w lipcu 1950 r. Maszyny zmontowano na Okęciu. Pierwszy z nich, z numerem 29, został oblatany na początku sierpnia przez ppłk. pil. Gaszyną. Samolot był następnie demonstrowany na specjalnych pokazach na lotniskach Okęcie i Bemowo przed przedstawicielami DWLot i cywilnych instytucji lotniczych.

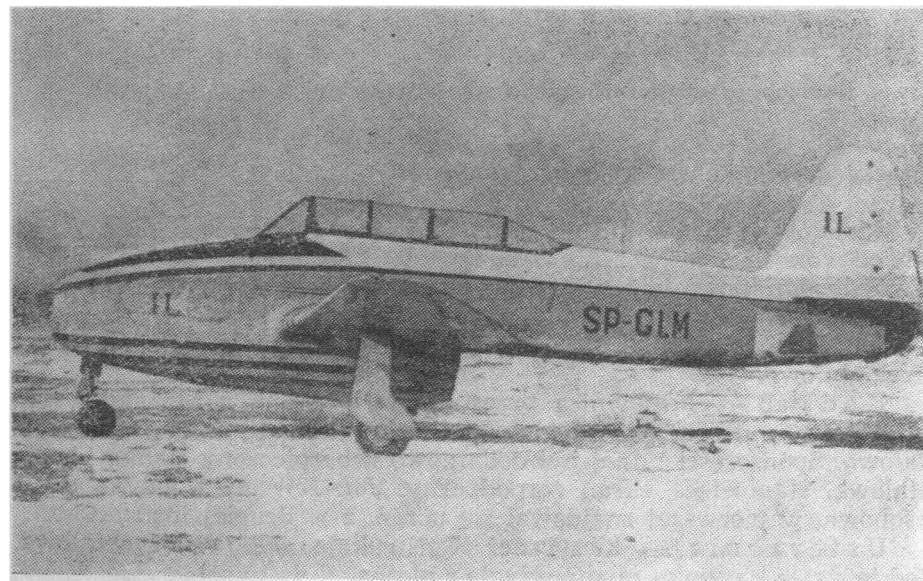
W sierpniu pierwszy samolot odrzutowy z biało-czerwonymi szachownicami został zademonstrowany w locie nad polskimi lotniskami wojskowymi. *Jak-17* wymagał specjalnego osprzętu startowego i dlatego nie mógł lądować na każdym lotnisku. W dniu 20 sierpnia 1950 r. na Okęciu podczas Świąta Lotnictwa pokazano po raz pierwszy publiczności *Jak-17* w locie (rys. 1). Krótco po 15.00 szarozielona maszyna z numerem 29 na przodzie kadłuba, pilotowana przez ppłk. Wasylą Gaszyną, nadleciała nad trybuny w locie na małej wysokości. Był to czwarty numer programu pokazów, polegający na zademonstrowaniu prędkości lotu samolotu odrzutowego. Na zakończenie imprezy *Jak-17* przyleciał po raz drugi nad lotnisko. Płk Gaszyn dał wówczas popis akrobacji, wykonując: wiolecę, pętlę, lot nurkowy, boczne w prawo, boczne w lewo, powtórnie boczne w prawo, przewrót i ostrą wiolecę, demonstrując przy tym bardzo dobre wznoszenie. Samolot podczas pokazów latał bez dodatkowych zbiorników paliwa. Pierwszy w Polsce publiczny pokaz samolotu odrzutowego wywołał wielkie wrażenie i był szeroko komentowany przez prasę codzienną i fachową.

Na początku 1951 r. następna grupa pilotów przeszła szkolenie na maszynach tego typu w radzieckim ośrodku, następnie rozpoczęła loty treningowe na samolotach bojowych *Jak-23*. Piloci odbywający wówczas szkolenie na *Jak-17W* wyczerpywali program w 15 lotach, w tym mieli 2 loty egzaminacyjne. Czas wylatany w tym okresie wynosił około 3 godzin. Były to zatem krótkie loty, trwające od 10 do 15 minut.

W tym czasie lotnictwo polskie otrzymało kilka maszyn tego typu. Skierowano je do jednostek myśliwskich, gdzie otrzymały nieoficjalną nazwę *Agata*, która na trwałe przylgnęła do samolotu. Podczas

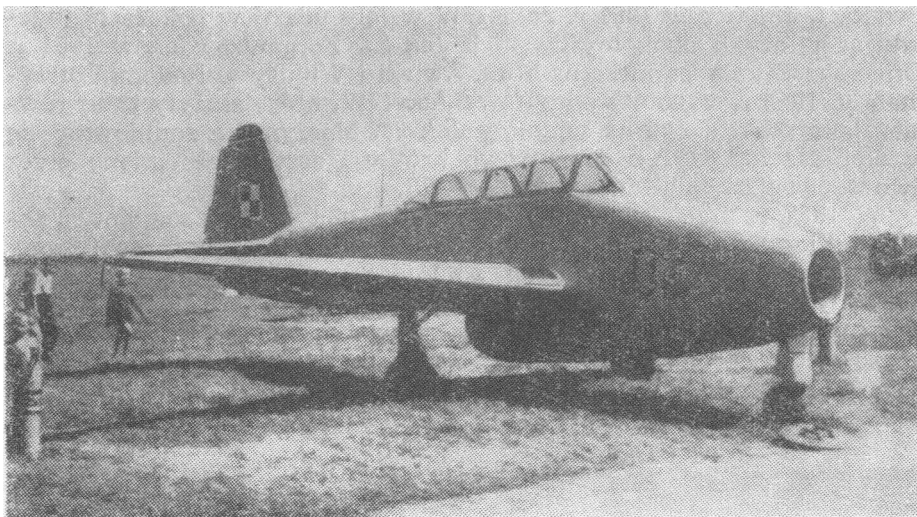
Świąta Lotnictwa w 1951 r. *Jaki-17W* wzięły udział w pokazach, przeplatując w szyku obok myśliwskich *Jak-23*. Zorganizowana w 1951 r. Oficerska Szkoła Lotnicza nr 5 im. Wirki i Wigury w Radomiu otrzymała w 1953 r. samoloty odrzutowe *Jak-17W*, które służyły tutaj również jako przejściowe na samoloty *Jak-23*. Maszyny te znajdowały się w wyposażeniu OSL-5 stosunkowo krótko i zostały zastąpione przez dwuosobowe szkolno-bojowe *MiG-15UTI*.

W 1957 r. przekazano do Instytutu Lotnictwa dwa samoloty *Jak-17W*. Pierwszy z nich z numerem na kadłubie „1” był dostarczony lotem w dniu 21 stycznia, a drugi z numerem „4” — 1 marca. Obydwie maszyny pilotował inż. Andrzej Abłamowicz — pierwszy polski pilot cywilny, który zasiadł za sterami samolotu odrzutowego. *Jak-17W* nr 4 został zarejestrowany w IKCSP, otrzymując znaki SP-GLM (rys. 2). Używano go w ILot do szkolenia i treningu pilotów Instytutu,



Rys. 2. Samolot *Jak-17W* z rejestracją cywilną SP-GLM (fot. IL)

mających oblatywać w niedługim czasie prototypy *TS-11 Iskra*. Przeprowadzano na nim również pomiary własności lotnych (stateczności i sterowności) i niektórych osiągnięć, jak np. czasu trwania lotu. Ostatni lot na SP-GLM wykonano 3 II 1960 r. Po kasacji w 1963 r. samolot przeznaczono do celów muzealnych, malując na nim szachownice obok znaków rejestracji cywilnej. W sierpniu 1964 r. maszyna — już tylko w barwach wojskowych i z numerem „02” — była wystawiona na wystawie sprzętu lotniczego na lotnisku Rakowice w Krakowie (rys. 3). Samolot ten jest obecnie eksponatem Muzeum Lotnictwa i Astronautyki, stanowi unikat w skali światowej. Oprócz polskiego egzemplarza *Jak-17W* nie zachowała się bowiem inna maszyna tego typu stanowiła pierwszą adaptację odrzutowego samolotu myśliwskiego na dwumiejscowy samolot przejściowy.



Rys. 3. Dwuosobowy samolot szkolno-bojowy Jak-17W (fot. Andrzej Morgała)

Przeznaczenie, konstrukcja, wyposażenie

Samolot myśliwski lub przeładowy, jedno- lub dwuosobowy, zależnie od wersji i przeznaczenia (rys. 4).

Jednosilnikowy dolnopłat z podwoziem trójpodporowym chowanym w locie. Konstrukcja całkowicie metalowa.

Skrzydła dwudźwigarowe. Konstrukcja całkowicie metalowa. Kłapy krokodylowe.

Kadłub — kratownica przestrzenna spawana z rur stalowych, oprofilowana na grzbiecie i od spodu. Pokrycie kadłuba — blach¹ duralow¹. Spód części tylnej był dodatkowo zabezpieczony cienką blach¹ stalow¹, stanowił¹ ekran żaroodporny. Jak-17W miał³ kabinę dwuosobow¹, w pierwszej znajdował³ się uczeń, a w drugiej instruktor.

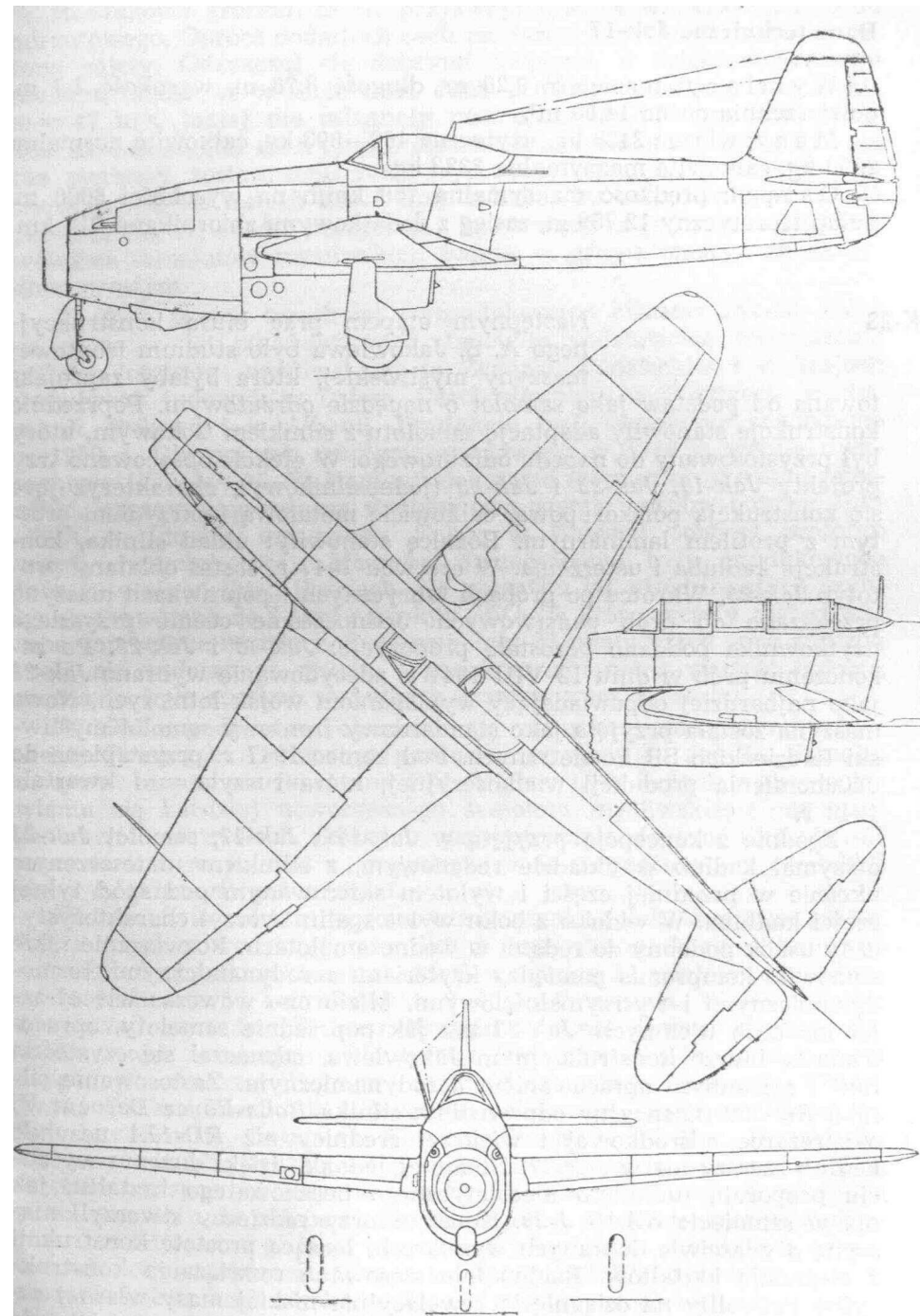
Usterzenie — klasyczne. Konstrukcja całkowicie metalowa, jedynie ster kierunku miał³ pokrycie z płótna.

Podwozie — trójpodporowe, amortyzatory olejowo-powietrzne. Koło przednie nie krył³ się całkowicie w kadłubie i w położeniu schowanym wystawał³ ponad¹ średnicę, tworzył¹ z owiewką¹ goleni charakterystyczne wybrzuszenie pod przednią częścią kadłuba.

Zespół napędowy: silnik RD-10A ze sprężarką¹ osiową¹, jednostopniow¹ turbin¹ i automatyk¹ regulacji przepływu spalin. Ciężar statyczny silnika 9,8 kN (1000 kg). Rozruch następowy³ małym silnikiem spalinowym, uruchamianym sprężonym powietrzem. Zbiorniki paliwa mieściły się w kadłubie. Wersja jednomiejscowa miała dodatkowe zbiorniki o kształcie kropłowym, podwieszane na końcach skrzydeł³.

Wyposażenie stanowiła krótkofalowa radiostacja pokładowa nadawczo-odbiorcza RSI-6 i radiopółkompas.

Uzbrojenie: 2 działka NS-23 kal. 23 mm, zabudowane w przodzie kadłuba i po obu stronach nad wlotem do silnika. Jak-17W nie miał³ uzbrojenia, ale był przystosowany do zabudowy dwóch działek.



Rys. 4. Sylwetki samolotów Jak-17 i Jak-17W

JAK-23

Następnym etapem prac biura konstrukcyjnego A. S. Jakowlewa było studium frontowej maszyny myliwskiej, która byłaby zaprojektowana od podstaw jako samolot o napędzie odrzutowym. Poprzednie konstrukcje stanowiły adaptację samolotu z silnikiem tłokowym, który był przystosowany do napędu odrzutowego. W efekcie opracowano trzy projekty *Jak-19*, *Jak-23* i *Jak-25* (jednosilnikowy), charakteryzujące się konstrukcją półskorupową, całkowicie metalową i skrzydłem prostym z profilem laminarnym. Różnicę stanowiły: układ silnika, konstrukcja kadłuba i usterzenia. W czerwcu 1947 r. został oblatany prototyp *Jak-23*. Wkrótce po próbach fabrycznych i poprawkach maszynę użytkownika poddano pozostałym propozycjom: *Jak-19* i *Jak-25*. Po zakończeniu prób w dniu 12 VIII 1947 r. zdecydowanie wybrano *Jak-23* jako najbardziej odpowiadający wymaganiom wojsk lotniczych. Nowa maszyna została przyjęta jako standardowy frontowy samolot myliwski Radzieckich Sił Powietrznych. Pod koniec 1947 r. przystąpiono do uruchomienia produkcji wielkoseryjnej, która ruszyła w I kwartale 1948 r.

Zgodnie z koncepcją przyjętą w *Jak-15* i *Jak-17*, samolot *Jak-23* otrzymał kadłub w układzie redanowym, z silnikiem umieszczonym ukośnie w przedniej części i wylotem skierowanym pod spód tylnej części kadłuba. W widoku z boku wylot spalin tworzył charakterystyczny uskok podobny do redanu w wodnosamolotach. Rozwiązanie takie stanowiło kompromis pomiędzy kryteriami aerodynamicznymi, termodynamicznymi i wytrzymałościowymi. Miało ono wówczas więcej zalet niż cech ujemnych. *Jak-23* tak jak poprzednie samoloty, opracowane w biurze konstrukcyjnym Jakowlewa, odznacza się czystością linii i starannym opracowaniem aerodynamicznym. Zastosowanie silnika *RD-500* (licencyjny odpowiednik silnika *Rolls-Royce Dervent V*) o sprężarce odśrodkowej i większej średnicy niż *RD-10A* uczyniło kadłub szerszy niż w *Jak-17*. Niemniej jednak, dzięki dużemu wyczuciu proporcji, uniknięto nieestetycznego beczkowatego kształtu, jak np. w samolocie *SAAB J-29*. Konstruktorzy radzieccy stworzyli maszynę o właściwościach dobranych wymiarach, ścisłą prostotę konstrukcji z elegancją kształtów. Racjonalnie stosowane rozwiązania konstrukcyjne pozwoliły na osiągnięcie rewelacyjnie niskiej masy własnej samolotu. Był to wówczas najlżejszy myliwiec tej klasy przyjęty do służby liniowej i produkowany w dużych seriach do czasu wprowadzenia następnych maszyn ze skrzydłem skośnym.

Piloci, którzy przeszli na samoloty *Jak-23* z samolotów o napędzie tłokowym, nie odczuwali większych różnic w prowadzeniu maszyny.

W stosunkowo krótkim czasie przyswajano sobie właściwości napędu odrzutowego. Oprócz dodatknych cech pilotażowych *Jak-23* miał również inne zalety. Odznacza się dobrymi osiągnięciami, a dzięki stosunkowo małemu ciężarowi w locie miał dużą prędkość pionową wznoszenia $v_w = 47$ m/s, jakiej nie osiągnęły późniejsze *MiG-15* czy *MiG-15bis*. Dla zabezpieczenia awaryjnego opuszczenia samolotu przez pilota po raz pierwszy zastosowano fotel wyrzucany za pomocą naboju prochowego. Na tle innych konstrukcji z końca lat czterdziestych *Jak-23* przedstawia się bardzo korzystnie i był uznany za jeden z najlepszych wówczas samolotów myliwskich świata w grupie maszyn ze skrzydłem prostym.

W ciągu prawie trzech lat wyprodukowano kilkaset *Jak-23*, które na początku lat pięćdziesiątych stanowiły podstawowe wyposażenie pułków lotnictwa myliwskiego w Związku Radzieckim i w krajach demokracji ludowej: w Polsce, Czechosłowacji, na Węgrzech, w Rumunii, Bułgarii i w Albanii. Produkcję tych samolotów zakończono w 1950 r. Dla potrzeb szkolenia zbudowano w 1949 r. wersję dwuosobową *UTI Jak-23*. W Rumunii dokonano również oryginalnej przeróbki, opracowując własną dwuosobową wersję szkolno-bojową *Jak-23DC* — double command. Także w Bułgarii powstał prototyp wersji dwumiejscowej. Maszyny dwuosobowe były produkowane jednak w niewielkich ilościach. Na początku lat pięćdziesiątych szybko wprowadzono do I linii samoloty *MiG-15*, które zaczęły zastępować inne poprzednie maszyny. Ponieważ *Jaki-23* miał przed sobą znaczną część nie wylatanego resursu i przedstawiały pełną wartość bojową, można je było spotkać w pułkach jeszcze przez kilka lat.

W 1950 r. podjęto w Polsce decyzję o uruchomieniu przez Zjednoczenie Przemysłu Lotniczego produkcji seryjnej — *Jak-23*. Samolot otrzymał oznaczenie fabryczne PZL Mielec: G-3. Jednak wobec pojawienia się bardziej nowoczesnego samolotu myliwskiego następnej generacji o skrzydłach skośnych, przygotowania do produkcji *Jak-23* przerwano w maju 1951 r., przystępując do zorganizowania produkcji licencyjnych myliwców *Lim-1*.

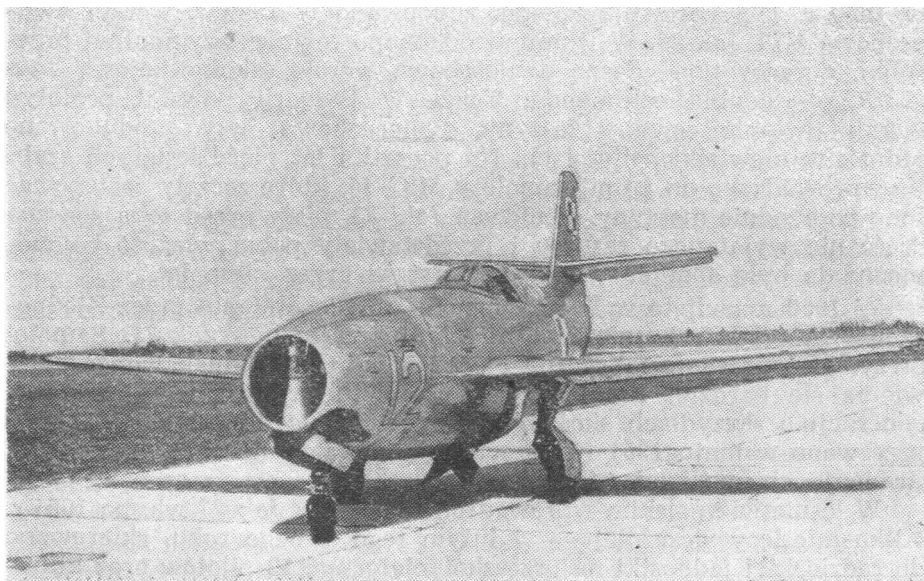
W lotnictwie polskim wprowadzono samoloty *Jak-23* wiosną 1951 r. Kilka miesięcy wcześniej — w lutym tego samego roku, skierowano do radzieckiej jednostki na przeszkolenie grupę 12 pilotów oraz kilkunastu techników i inżynierów z 1 PLM Warszawa. Wśród pilotów znajdowali się m.in.: Tadeusz Krepski (obecnie generał dywizji, dowódca wojsk lotniczych), Władysław Hermaszewski (obecnie generał brygady)*, Andrzej Dobrzeński**, Mieczysław Goworek, Wiktor Iwon, Stefan Płoszański, Eugeniusz Pniewski, Tadeusz Skoczyński, Bolesław Smolik, Stanisław Tanana, Stanisław Wiśniewski. Przeszkolenie trwało bardzo krótko. Po przejściu kursu na dwusterze *Jak-17W*, w marcu rozpoczęto loty na *Jak-23*. Po dwóch miesiącach szkolenia piloci powrócili do jednostek macierzystych z uprawnieniami instruktorów. Średni czas, wylatany wówczas przez nich na samolotach odrzutowych, nie przekraczał 10 godzin. Latem 1951 r. zorganizowano w naszych jednostkach myliwskich szkolenie na samolotach odrzutowych *Jak-23* już pod kierunkiem polskich instruktorów.

* Brat pierwszego polskiego kosmonauty ppłk. pil. Mirosława Hermaszewskiego.

** Autor książki pt. *Pamiętnik pilota*. Wyd. MON.

Samoloty tego typu zademonstrowano po raz pierwszy przed publicznością¹ podczas pokazów zorganizowanych z okazji Świąta Lotnictwa na Okęciu w dniu 26 sierpnia 1951 r. Nad lotniskiem przedfilowa³a wówczas m.in. w szyku grupa *Jak-23*, a na zakończenie pokazów trójka tych maszyn wykona³a zespo³ow¹ wi¹zankê akrobacji lotniczej. Pilotami tych maszyn byli: mjr Stanisław Wiêcek, mjr Stanisław Tanana i kpt. Kazimierz Tanana. W pokazach wziê³y udział³ również samoloty *Jak-17W* i *MiG-15*, a święto sta³o siê okazj¹ do zademonstrowania osi¹gniêcia lotnictwa polskiego, wyposażonego w samoloty odrzutowe. By³o ono jednocześnie sprawdzianem stopnia opanowania techniki pilotażu na odrzutowcach przez naszych m³odych pilotów.

Jak-23 by³ pierwszym standardowym samolotem odrzutowym wprowadzonym jako sprzęt podstawowy do jednostek lotnictwa my³liwskiego ludowego Wojska Polskiego (rys. 5). Na pocz¹tku lat piê³



Rys. 5. *Jak-23* w jednostce lotnictwa my³liwskiego (fot. Piotr S³oma)

dziesi¹tych maszyny te zast¹pi³y w jednostkach ostatnie bojowe samoloty my³liwskie z napêdem t³okowym typu *Jak-9P*. Grubawy, w porównaniu z poprzednikami, ale o wiele szybszy i bardziej zwrotny *Jak-23* by³ lubiany zarówno przez pilotów, jak i personel techniczny. Maszyna odznacza³a siê dobrymi w³aciwo³sciami lotno-pilotażowymi, by³a stateczna i sterowna. Jedynie w locie przy dużych warto³ciach liczby *M*, bliskich 0,8, występowa³a niestateczno³a wahań kierunkowych, nazywana myszkowaniem lub holendrowaniem. Zjawisko wówczas ma³o znane zosta³o p³Źniej usuniête, przez zastosowanie hydraulicznego t³umika wahań, w³iczonego w napêd sterowania kierunkiem.

We wrześniu 1951 r. eskadry mjr. pil. Ulanowskiego i kpt pil. Rybackiego osi¹gnê³y zdolno³scia dzia³ania bojowego. Na polskim niebie rozegrano wówczas po raz pierwszy æwiczebn¹ walkê powietrzn¹

odrzutowców. Chwila osi¹gniêcia gotowo³ci bojowej przez pierwsze pododdzia³y, wyposażone w samoloty *Jak-23*, znacz³o w³aciwy prze³om w intensywnie przeobrażanym polskim lotnictwie wojskowym.

Rok p³Źniej podczas obchodów Świąta Lipcowego 22 VII 1952 r. w defiladzie powietrznej nad placem Dzierżyńskiego w Warszawie wziê³a udział³ ca³a jednostka lotnictwa my³liwskiego wyposażona w samoloty *Jak-23*. W niektórych jednostkach my³liwskich *Jak-23* by³y wprowadzane w miejsce *Jak-9P* jeszcze w latach 1952—53, aby z kolei ust¹pi³a p³Źniej miejsca samolotom importowanym MiG-15 i krajowym *Lim-1*.

Oficerska Szko³a Lotnicza nr 5 im. Wirki i Wigury w Radomiu, specjalizuj¹ca siê w szkoleniu pilotów my³liwskich, otrzyma³a *Jaki-23* w 1953 r. Podchor¹ówie przechodzili na te maszyny po ukończeniu kursu na dwusterze o napêdzie odrzutowym — pocz¹tkowo na *Jak-17W*, a p³Źniej na *UTI MiG-15*. W po³owie lat piê³dziesi¹tych zaczêto *Jak-23* wycofywa³a z jednostek liniowych, przy czym wiele z nich zosta³o przekazanych do celów ekspozycyjnych w aeroklubach, o³rodkach kultury fizycznej, na uczelniach, szko³ach technicznych itd. Ostatnie *Jak-23* wycofano z jednostek w 1956 r., pozostawiaj¹c niektóre egzemplarze w Oficerskich Szko³ach Lotniczych.

W 1956 r. przekazano do Instytutu Lotnictwa dwa samoloty *Jak-23*, które zarejestrowano w IKCSP, przydzielaj¹c im znaki SP-GLL i SP-GLK. SP-GLL by³ pierwszym samolotem z napêdem odrzutowym, który otrzyma³ rejestracjê cywiln¹. Maszyna ta zosta³a jednak przeznaczona na czêci zamiennie i nie wykona³a w Instytucie żadnego lotu, jakkolwiek mia³a namalowane znaki rejestracyjne. Do lotów przeznaczono drugi egzemplarz nr fabr. 925 SP-GLK (rys. 6), który s³uży³ do prób i badań w locie, wynikaj¹cych z programu prac Instytutu. Jednym z ciekawszych tematów by³y badania zmierzaj¹ce do opracowania w³asnej metody prób flatterowych, przeprowadzane

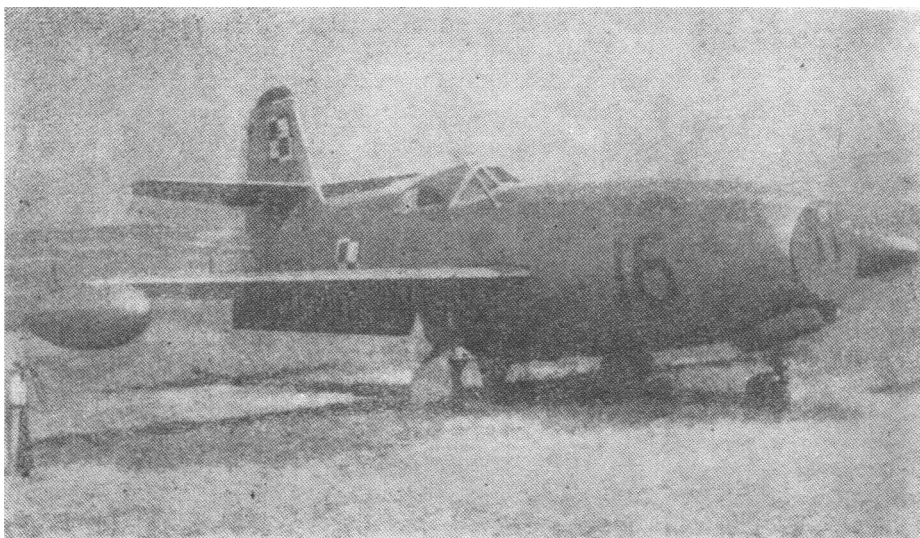


Rys. 6. *Jak-23* SP-GLK - samolot Instytutu Lotnictwa w Warszawie

w³aœnie na samolocie SP-GLK. Pod koniec lat piêãdziesi¹tych *Jak-23* mia³ spe³niaæ rolê lataj¹cej hamowni silników strumieniowych. Wed³ug projektu silniki mia³y byæ zamocowane pod skrzyd³ami przy kad³ubie. Zamiar nie zosta³ zrealizowany.

Du³a prêdkoœæ wznoszenia $w = 47$ m/s nasunê³a pilotom doœwiadcza³nym ILOT myœl o mo¿liwoœci pobicia rekordu miêdzynarodowego. Przedsiêwziêcie by³o szczególnie godne uwagi, poniewa¿ od chwili powstania samolotu minê³o 10 lat, rozwój techniki posun¹³ siê znacznie naprzód, a *Jak-23* by³ ju¿ maszyn¹ technicznie zdezaktualizowan¹. W dniu 21 IX 1957 r. o godzinie 14.00 pilot doœwiadcza³ny ILOT. in¿. Andrzej Ab³amowicz podj¹³ próbê ustanowienia nowych miêdzynarodowych rekordów w konkurencjach wznoszenia na 3000 i 6000 m. W efekcie uzyskano doskona³e czasy 119 i 197 s. Osi¹gniête wyniki odpowiada³y pionowym prêdkoœciom wznoszenia 25,2 m/s na 3000 m i 30,5 m/s na 6000 m. Zdobycie rekordu odbi³o siê szerokim echem w œwiecie lotniczym i by³o szeroko komentowane przez prasê codzienn¹ oraz czasopisma fachowe. Rekordowy *Jak* by³ wykorzystywany do prób w locie jeszcze przez kilka lat. W dniu 28 XI 1961 r. dokonano kasacji w rejestrze cywilnych statków powietrznych, a w 1963 r. uszkodzon¹ maszynê oddano na z³om.

Wojskowe *Jaki-23* by³y wielokrotnie pokazywane na ró¿nych wystawach: samolot z nr. 24 — na Warszawskim Salonie Lotniczym, zorganizowanym od 30 VIII do 8 IX 1958 r. na Placu Zwyciêstwa, egzemplarz z nr. 01 — na Wroc³awskim Salonie Lotniczym (lotnisko Pilczyce), 13—30 IX 1959 r., samolot z nr. 06 — podczas Centralnej Wystawy Lotniczej na Lotnisku w Łodzi 23 VIII 1960 r., a maszyna z nr. 16 (rys. 7) na Krakowskim Salonie Lotniczym przed Oœrodkiem Ekspozycji Lotniczej na nieczynnym lotnisku Rakowice w sierpniu 1964 r. itd. Ponadto w zbiorach Muzeum Wojska Polskiego w War-



Rys. 7. Jeden z zachowanych myœliwców *Jak-23* (fot. Andrzej Marga³a)

szawie znajduje siê egzemplarz nr 23 (poprzednio nr 17), a w Muzeum Lotnictwa i Astronautyki w Krakowie *Jak-23*, z numerem 16. Spośród maszyn przekazanych ró¿nym instytucjom w drugiej po³owie lat piêãdziesi¹tych wiele pozosta³o do dzisiaj, tworzc oryginalne ozdoby placów i skwerów. Stanowi¹ one swoiste pomniki pocz¹tków ery napêdu odrzutowego w polskim lotnictwie wojskowym.

Przeznaczenie, konstrukcja, wyposa¿enie i uzbrojenie

Jednosilnikowy samolot myœliwski z napêdem odrzutowym. Sredniop³at o konstrukcji pó³skorupowej, ca³kowicie metalowej z podwoziem trójpodporowym chowanym w locie (rys. 8).

Skrzyd³a — dwud³wigarowe, proste, z profilem 12% laminarnym. Obrys trapezowy, wznios 3,5°. Wykonane jako jedna ca³oœæ — niedzielone. Pokrycie blach¹ duralow¹ o gruboœci 1,0 do 2,5 mm. Lotki wywa¿one statycznie i aerodynamicznie. Kłapy szczelinowe, napêdzone pneumatycznie, wychylane by³y 25° do startu i 60° do l¹dowania. Na koñcówkach p³ata znajdowa³y siê zamki — uchwyty do podwieszania dodatkowych zbiorników paliwa lub bomb.

Kad³ub zbudowany w uk³adzie redanowym, z silnikiem umieszczonym skoœnie w przedniej czêœci i wylotem skierowanym w dół pod kad³ub. Wlot powietrza centralny. W przegrodzie tunelu wlotowego mieœci³ siê reflektor do l¹dowania i fotokarabin S-13. Kabina pilota nieciœnieniowa z fotelem wyrzucanym za pomoc¹ ³adunku prochowego. Os³ona ze szk³a organicznego o ksztalcie kropowym. Przednia szyba w wiatrochronie wykonana by³a ze szk³a pancernego. Za kabin¹ w tylnej czêœci znajdowa³ siê przedzia³ wyposa¿enia radiowego i kad³ubowe zbiorniki paliwa. Kad³ub pokryty by³ blach¹ duralow¹ o gruboœci 0,8 do 1,8 mm. Spód tylnej czêœci os³oniêty by³ cienk¹ stalow¹ blach¹ ¿aroodporn¹, stanowi¹c¹ ochronny ekran przed dzia³aniem gazów spalinowych. Przednia czêœæ kad³uba, a¿ do ukœnej wzmocnionej wrêgi mocuj¹cej, by³a odejmowana dla u³atwienia dostêpu do silnika.

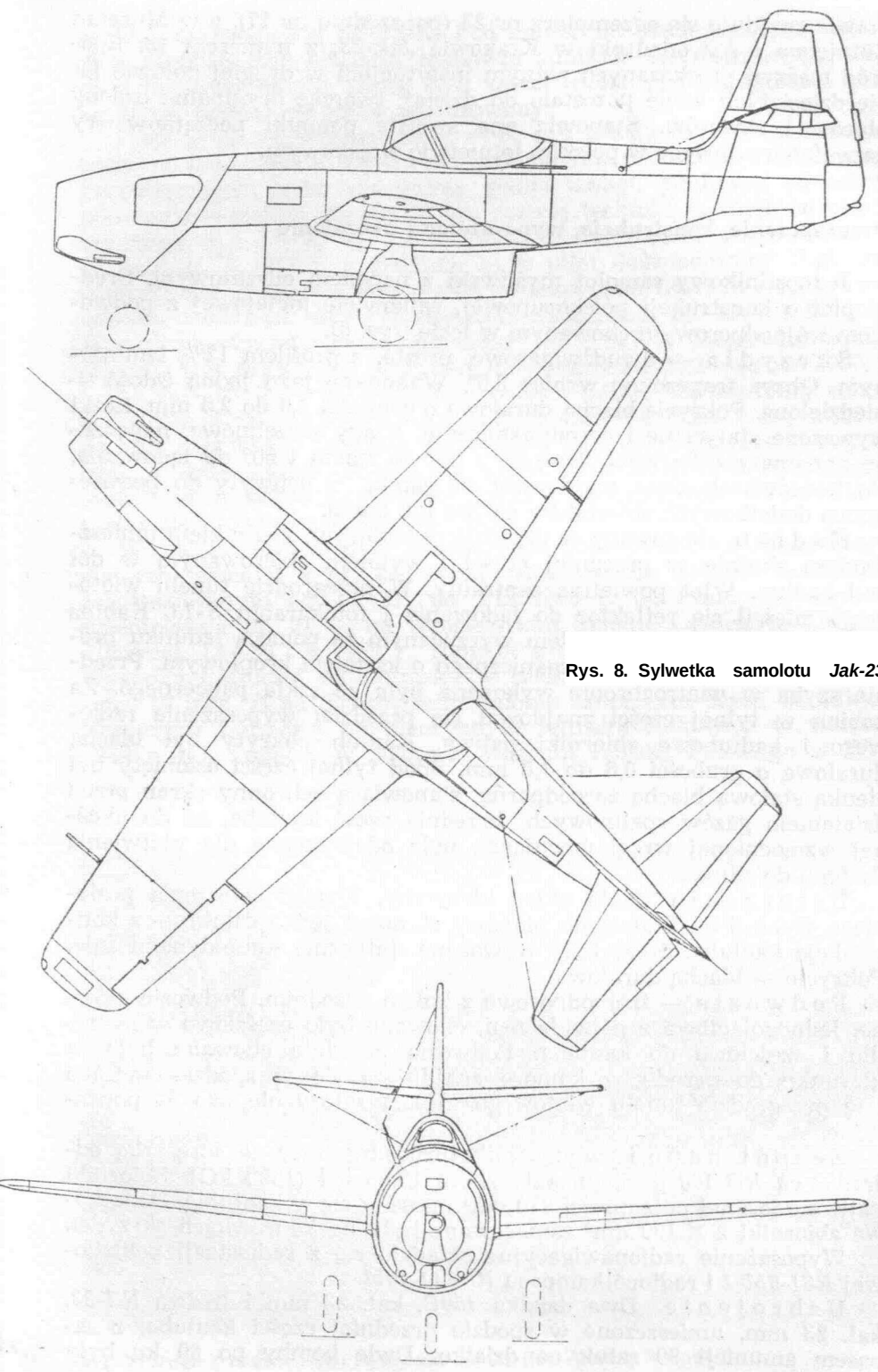
Usterzenie mia³o uk³ad klasyczny. Wznios usterzenia poziomego wynosi³ 5°. Statecznik pionowy stanowi³ jedn¹ ca³oœæ — z konstrukcj¹ kad³uba. Stery by³y wywa¿one statycznie i aerodynamicznie. Pokrycie — blach¹ duralow¹.

Podwozie — trójpodporowe z ko³em przednim. Podwozie g³ówne, jednogoleniowe z pó³widelcem, chowane by³o czêœciowo w skrzyd³o i czêœciowo do kad³uba. Podwozie przednie chowane by³o w kierunku do przodu w komorê znajduj¹c¹ siê w spodzie kad³uba i w przegrodzie tunelu wlotowego. Amortyzatory olejowe — powietrzne.

Zespó³ napêdowy: silnik turboodrutowy ze sprê¿ark¹ œrodkow¹ RD-500 o ci¹gu statycznym 15,58 kN (1590 kG). Zbiorniki paliwa o ³¹cznej pojemnoœci 920 dm³ mieœci³y siê w kad³ubie. Dodatkowe zbiorniki 2 X 190 dm³ zamocowane by³y na koñcówkach skrzyde³.

Wyposa¿enie radionawigacyjne sk³ada³o siê z radiostacji pok³adowej RSI-6M-1 i radiopó³kompasu RPKO-10M.

Uzbrojenie. Dwa dzia³ka 150P, ka³. 23 mm lub dwa NS-23, ka³. 23 mm, umieszczone w spodzie przedniej czêœci kad³uba, z zapasem amunicji 90 sztuk na dzia³ko. Dwie bomby po 60 kg by³y



Rys. 8. Sylwetka samolotu Jak-23

zawieszane na zamkach podskrzydłowych, zamiast dodatkowych zbiorników paliwa. Fotokarabin S-13 mieści się w przegrodzie tunelu wlotowego nad reflektorem do lądowania.

Dane techniczne

Wymiary: rozpiętość 8,73 m, długość 8,12 m, wysokość 3,30 m, powierzchnia nośna 13,50 m².

Masy: własna 1980 kg, użyteczna normalna 1056 kg, użyteczna maksymalna 1404 kg, całkowita normalna 3036 kg, całkowita z dodatkowymi zbiornikami 3384 kg.

Osłogi: prędkość maksymalna 923 km/h, prędkość przelotowa 540 km/h, prędkość lądowania 220 km/h, prędkość przyziemienia 157 km/h, wznoszenie przy ziemi 47 m/s, pułap maksymalny (nieosiągany ze względu na przeciążenie¹ kabiny) 14 800 m, pułap operacyjny 10 000 m, zasięg 755 km, zasięg z dodatkowymi zbiornikami 1030 km, rozbieg 440 m, dobieg 485 m.

WIELOZADANIOWE SAMOLOTY BOJOWE O NAPĘDZIE ODRZUTOWYM

MiG-15

Szybki postęp w rozwoju lotnictwa sprawi³, że jednocześnie z samolotami odrzutowymi o skrzydłach prostych, stanowi¹cych znane i wypróbowane rozwini¹anie, zaczęły powstawać maszyny ze skrzydłami sko¹onymi, będącymi jednym z elementów konstrukcji przysz³ociowych.

Jakkolwiek w³aciwo¹ci skrzyde³ sko¹nych w obszarze prędkości przydźwiękowych były znane z opracowań teoretycznych, prac studyjnych i badań laboratoryjnych, to stosowanie ich poci¹gało wówczas za sob¹ element dużego ryzyka, ponieważ nie były dokładnie zbadane w praktyce. Dlatego dla doraźnego zaspokojenia zapotrzebowania wojska na samoloty o napędzie odrzutowym udzielono pierwszeństwa w produkcji seryjnej samolotom ze skrzydłami prostymi o profilu laminarnym (*Jak-23*, *I³-28*), które, co prawda, osi¹gały mniejsze krytyczne liczby Macha, ale zabezpieczały potrzeby wojska w okresie przejściowymi z napędu t³okowego na I etap napędu odrzutowego w obszarze prędkości poddźwiękowych.

Już w 1946 r. podjęto prace w kilku radzieckich biurach konstrukcyjnych nad samolotami przeznaczonymi do lotów w zakresie poddźwiękowym oraz zdolnymi do przekroczenia bariery dźwięku. W marcu 1947 r. została zwołana na Kremlu narada z udziałem głównych konstruktorów: Jakowlewa, Ławoczkina i Mikojana. Ustalono tam, że biura wraz z pracowniami prototypowymi przyst¹pi¹ do intensywnych prac nad budową prototypów maszyn przysz³ociowych. W efekcie poszczególne biura opracowały projekty samolotów: *Jak-30*, *Ła-168*, oraz *I-310*. Prace konstrukcyjne zostały najszybciej ukończone w pracowniach biura Mikojana i Gurewicza, gdzie powstał prototyp *I-310*, noszący również oznaczenie robocze biura S. Pierwszy egzemplarz *S-01* został oblatany przez pilota doświadczalnego W.N. Juganowa w dniu 30 XII 1947 r. Samolot był napędzany silnikiem *RD-45* o ci¹gu 22,25 kN (2270 kG). Badania przeprowadzone w locie pozwoliły na usunięcie zauważonych usterek oraz wprowadzenie niezbędnych poprawek i uzupełnień. Kompleksowe próby zostały zakończone w marcu 1948 r. Prototyp *I-310* został przyjęty do wyposażenia pod oznaczeniem MiG-15 jako standardowa maszyna w jednostkach lotnictwa myśliwskiego. Pierwsze egzemplarze seryjne dotarły do pułków i jednostek

szkolnych w 1948 r., gdzie spotkały się z wielkim zainteresowaniem. Charakterystyczny kadłub o kształcie bryły obrotowej, sko¹ne skrzydła o małej powierzchni, z dużymi grzebieniami aerodynamicznymi, oraz usterzenie, również z silnym skosem, nadawały maszynie wygląd nowoczesnego, szybkiego samolotu odrzutowego. MiG-15 ³¹czy³ w sobie wszystkie dodatnie cechy prawidłowo zaprojektowanego i zbudowanego samolotu. Był szybki, zwrotny, ³atwy w pilotażu i pewny w eksploatacji. Miały wysokie osi¹gi i silne uzbrojenie. Pomimo dużej prędkości lotu maszyna odznaczała się dobrymi właściwościami w kręgu, dzięki zastosowaniu hamulców aerodynamicznych, zabudowanych symetrycznie z tyłu, po obu stronach kadłuba. Szczelna kabina typu wentylacyjnego umożliwiała bezpieczne wykonywanie lotów na dużych wysokościach — powyżej 10000 m. Dla bezpiecznego opuszczenia samolotu przy dużej prędkości lotu zastosowano fotel wyrzucany nowego typu z urządzeniami zapewniającymi niezawodne działanie w sytuacjach awaryjnych. Do napędu stosowano nowy ulepszony wariant silnika *RD-45F*, zapewniający uzyskanie wysokich osi¹gów w locie.

Dzięki silnemu uzbrojeniu maszyna mogła być wykorzystana do operacji przechwytywania i niszczenia nieprzyjaciela w powietrzu, jak również do działań szturmowych i zwalczania obiektów na ziemi. W kadłubie znajdowało się uzbrojenie artyleryjsko-strzeleckie, składające się z działka dużego kalibru 37 mm i dwóch działek średniego kalibru 23 mm. Pod skrzydłami można było zawieszać uzbrojenie bombowe lub raketowo-odrzutowe. Przy strzelaniu salw¹ z działka dużego kalibru wyrzucane były pociski w liczbie do 6—7 sztuk na sekundę, a z dwóch działek *NS-23* do 30 sztuk/sekundę. Dzięki szybkostrzelności broni pilot mógł oddać silną salwę ogniw¹, jednocześnie ze wszystkich trzech działek, w decydującym momencie ataku. Jak wykazała późniejsza praktyka, salwa z broni pokładowej MiG-15 była bardzo skuteczna zarówno w rażeniu celów powietrznych, jak i naziemnych. W uzupełnieniu broni artyleryjsko-strzeleckiej można było pod skrzydłami zawieszać 2 bomby o wagomiarze 50 do 250 kg. Zamiast ładunku bomb samolot mógł zabierać wyrzutnie pocisków rakietowych niekierowanych lub kierowanych — zależnie od wykonywanych zadań. Si³¹ i skuteczności ognia oraz pozostałym uzbrojeniem MiG-15 przewyższał wówczas wszystkich potencjalnych przeciwników.

Rozwój samolotu odbywał się nieustannie. Zmiany były wprowadzane stopniowo w poszczególnych seriach produkcyjnych. Na przykład w układzie sterowania zastosowano wzmacniacze (bustery), zmieniono mechaniczny (ręczny) napęd hamulców aerodynamicznych na napęd hydrauliczny, do układu sterowania silnikiem wprowadzono automatykę itd. Pracowano również nad napędem, przeprowadzając na przykład próby zwiększenia ci¹gu silnika przez wtrysk wody, stosowano również pomocnicze silniki rakietowe w locie dla osi¹gnięcia krótkotrwałego zwiększenia prędkości, próbowano również dodatkowe silniki startowe, start z katapulty itd.

W 1949 r. biuro konstrukcyjne opracowało udoskonaloną wersję SD (MiG-15bis), napędzaną mocniejszym silnikiem konstrukcji Klimowa *WK-1A* o ci¹gu 26,46 kN (2700 kG). Maszynę zaprojektowano dla uzyskania lepszych właściwości bojowych samolotu. Dzięki zastosowaniu mocniejszego silnika wydatnie zwiększono wznoszenie samolotu i poprawiono pozostałe osi¹gi. Zwiększono również siłę ognia

broni strzelecko-artyleryjskiej i zmodyfikowano wyposażenie radio-nawigacyjne. Wprowadzono także szereg zmian konstrukcyjnych. Bardziej charakterystyczne różnice pomiędzy *MiG-15 a MiG-15bis* zestawiono w tablicy 1.

Wiele zmian na samolotach *MiG-15bis* wprowadzano stopniowo w poszczególnych seriach produkcyjnych. Dotyczyło to zarówno szczegółów konstrukcyjnych, jak wyposażenia i uzbrojenia. W efekcie można było spotkać egzemplarze wyróżniające się cechami pośrednimi pomiędzy *MiG-15 a MiG-15bis*, mające już na przykład nowe hamulce aerodynamiczne i zabudowaną aparaturę identyfikacyjną *SRU-0*, ale z reflektorem do lądowania, znajdującym się jeszcze w przegrodzie chwytu powietrza itd.

Dla usprawnienia procesu szkolenia opracowano w 1950 r. dwuosobową wersję szkolno-bojową *ST (UTI MiG-15)*, napędzaną silnikiem *RD-45FA* o cięgu 22,25 kN (2270 kG). Projektując samolot, dokonano

Zmiany i różnice pomiędzy *MiG-15 a MiG-15bis*

Zespół, element lub fragment konstrukcji; uzbrojenia i wyposażenia	<i>MiG-15bis</i>	
Skrzydło		Konstrukcja zmieniona i wzmocniona. Zastosowane wspomaganie (buster) do napędu lotek. Na krawędzi spływu taśma Al o szerokości 40 mm. Na krawędzi spływu lotki taśma Al o szerokości 30 mm
Dolna powierzchnia skrzydła		Umieszczono: — anteny radiowysokociomierza <i>RW-2</i> , — reflektor do lądowania pod lewym skrzydłem
Dodatkowe zbiorniki paliwa	Mniejsze, przylegające do dolnej powierzchni skrzydła	Większe, bardziej opływowe, odsunięte od dolnej powierzchni skrzydła
Kadłub	— W przegrodzie tunelu wlotowego znajdował się reflektor do lądowania. — Tylne części bardziej wysmukła. Pod spodem mały zderzak	— Brak reflektora w przegrodzie tunelu. — Tylne części nieco szersza (większa średnica dyszy wylotowej silnika <i>WK-1A</i> niż <i>RD-45F</i>). Pod spodem większy zderzak

Grzbiet tylnej części kadłuba	Prostopadłe wypukłe okienko nad anteną kierunkową <i>RPKO-10M</i>	Mały maszt antenowy urządzenia odzewowego <i>SRU-0</i>
Spód kadłuba	—	Oszklone okienka anten <i>ARK-5</i> i <i>MRP-48</i> .
Hamulce aerodynamiczne	Obrys w kształcie trapezu prostokątnego. Napęd ręczny/lub hydrauliczny	Obrys zbliżony do równoległoboku. O obrotu ustawiona pochyle 22° do pionu. Większa powierzchnia klapy hamulcowej. Napęd hydrauliczny
Wzierniki na tylnej części kadłuba	—	Inaczej usytuowane
Ustrzerzenie poziome	—	Umieszczone nieco niżej. Kompensacja steru wysokości zwiększona o 22%
Silnik	<i>RD-45F</i> 22,25 kN (2270 kG)	<i>WK-1A</i> 26,46 kN (2700 kG)
Uzbrojenie	2 x <i>NS-23</i> , 550 strz/min 1 x <i>NS-37</i> , 250 strz/min	2 x <i>NR-23</i> , 850 strz/min 1 x <i>N-37</i> , 400 strz/min
Wyposażenie radio-w-nawigacyjne	<i>RSI-6K</i> , <i>RPKO-10M</i>	<i>R-800</i> , <i>ARK-5</i> , <i>MRP-48</i> , <i>SRU-0</i> , <i>RW-2</i>
Elektroarakiety (w tylnej części kadłuba z prawej strony)	Usytuowana bliżej spodu (pod szachownicą)	Usytuowana na środku z boku (przed szachownicą)
Reflektor do lądowania	W kadłubie na przegrodzie tunelu wlotowego (w centralnym chwycie powietrza)	Pod lewym skrzydłem, wychyłany przy lądowaniu

przeróbki wczesnoseryjnego *MiG-15*. Przednia część kadłuba została przebudowana. Umieszczono tam dwie szczelne kabiny z wyrzucanymi fotelami: pierwszą dla ucznia i drugą dla instruktora. Osłony otwierano: przednią przez odchylenie części środkowej w prawo — na bok, i tylną przez odsunięcie wstecz. Wskutek przedłużenia kabiny skróceniu uległ główny zbiornik kadłubowy, przez co zmniejszony został zasięg maszyny. Samolot otrzymał skrzydła z *MiG-15bis* o wzmocnionej konstrukcji, z reflektorem umieszczonym pod lewą powierzchnią.

Wkrótce oblatano następną dwuosobową wersję *SP-5*, wyposażoną w celownik radiolokacyjny. Odmiana produkowana seryjnie otrzymała

oznaczenie *UTI MiG-15P*. Poza, tym istniało szereg wersji rozwojowych i eksperymentalnych, jak na przykład: MiG-15 eskortujący z dodatkowymi zbiornikami paliwa o pojemności 2 X 250 dm³, 2X300 dm³ lub 2X400 dm³; MiG-15SW również eskortujący, ale z innym uzbrojeniem 1 X NS-37 i 2 X NR-23; *MiG-15* bezzałogowy, *MiG-15U (SU)* z inaczej rozmieszczonym uzbrojeniem, *MiG-15LL* — latający laboratorium; *MiG-15SP-1* nocny myśliwiec przechwytyjący z radiolokatorem; *MiG-15Rbis* — rozpoznawczy; *MiG-15S* i *MiG-15SW* wysokościowy myśliwiec eskortujący z dwoma zbiornikami po 600 dm³; *MiG-15bis (ISz)* wariant myśliwsko-szturmowy z uzbrojeniem raketowym; *MiG-15bis 45° (SI-2)* eksperymentalny egzemplarz ze skrzydłem o skosie 45° — prototyp MiG-17.

Pilot doświadczalny Anatol Tutierew na latającym laboratorium *MiG-15LL* ustanowił we wrześniu 1949 r. rekordową prędkość dla *MiGów-15*, osiągnął w locie poziomym liczbę $M = 0,985$. W dniu 24 IX 1949 r. ten sam pilot na tej maszynie, ale z zabudowanymi wzmacniaczami w napędach lotek, wykonując lot nurkowy z wysokością 12000 m, przekroczył barierę dźwięku osiągnął liczbę $M = 1,01$.

Od 1950 r. samoloty MiG-15 w różnych wersjach były dostarczane do krajów obozu socjalistycznego. Jako pierwsze otrzymała je Polska, Czechosłowacja, ChRL i KRL-D. Podczas konfrontacji koreańskiej MiG-15 przeszły chrzest bojowy. W ciągu listopada 1950 r. nad miastami Korei Północnej pojawiły się pierwsze maszyny tego typu z chińskimi znakami rozpoznawczymi. Za sterami samolotów znajdowali się ochotnicy zwerbowani w ChRL dla osłony miast zaprzysiężonej KRL-D, bezkarnie dotychczas niszczonych nalotami bombowymi przez lotnictwo amerykańskie. Stosowano wówczas w dużych ilościach m.in. ciężkie bombowce strategiczne z II wojny światowej *Boeing B-29 Superfortress*. Skuteczność obrony przy użyciu samolotów MiG-15 była znaczna. W efekcie poniesionych strat, zaprzestano prowadzenia bombardowań na szeroką skalę w ciągu dnia, sprowadzając działania do ograniczonych, mniej skutecznych operacji w nocy. Szlaki dołotowe na obszarze pomiędzy rzekami Jaluciang a Czhongczhon, uisane szczątkami zestrzelonych samolotów amerykańskich, sami Amerykanie nazwali MiG Alley — aleją MiGa. Sprowadzone pośpiesznie odrzutowe F-86 *Sabre* poprawiły nieco sytuację, nie zmieniając jej zdecydowanie na swoją korzyść. MiG-15 pod wieloma względami górował nad F-86, utrzymując prymat w powietrzu aż do zakończenia konfliktu koreańskiego w połowie 1953 r.

Wyjaśniając przyczyny dużych strat w Korei znany pisarz i publicysta amerykański Roy R. Braybrook pisał w miesięczniku RAF Flying Review: „MiG-15 ma lepsze wznoszenie niż *Sabre* ...większą prędkość lotu na wysokościach ponad 8500 m ...wyższy pułap — np. kiedy zmodyfikowany wariant *Sabre* osiągnął swój pułap praktyczny, MiG-15 miał jeszcze w zapasie 1200 m wysokości lotu”.

Podczas walk powietrznych nad Koreą jeden egzemplarz MiG-15 spadł do morza. Maszyna została następnie podniesiona z dna przez okręt angielski i poddana badaniom prowadzonym wspólnie z Amerykanami. R.R. Braybrook pisał znów w tym samym czasopiśmie: „Nie udało się odkryć tajemnicy wysokich walorów bojowych radzieckiej maszyny, o których tak wiele mówiono... W konstrukcji samolotu nie było nic nadzwyczajnego. Nie zastosowano tutaj ultralekkich materiałów lotniczych, nie używano również specjalnych paliw.

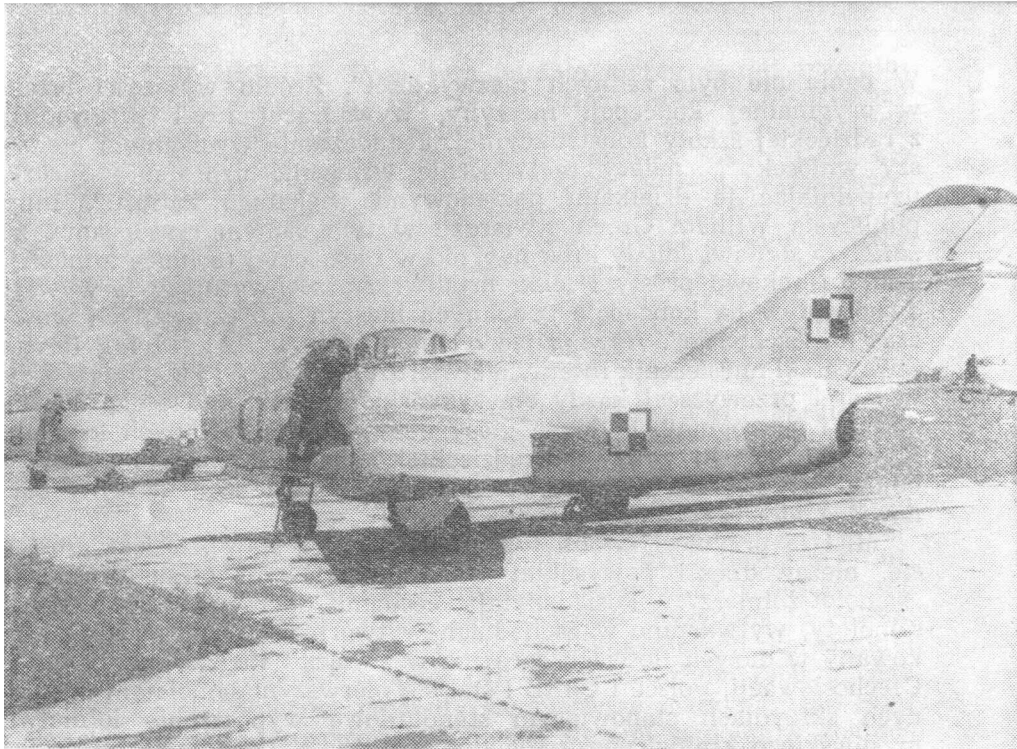
W ogóle nie było żadnych niezwykłości”. Różne wysiłki leżały w oryginalnej koncepcji maszyny, wywodzącej myśl przewodnią z radzieckiej szkoły konstrukcyjnej. Jednocześnie wyciągnięto pierwszy wniosek: „...należy niezwłocznie wzmocnić uzbrojenie *Sabre*, uzupełniając je działkami pokładowymi większego kalibru”. Inny publicysta William Green stwierdził w tym samym czasopiśmie, że „*MiG-15* stanowi śmiały krok naprzód w radzieckiej technice lotniczej. Ten stosunkowo prosty i lekki myśliwiec przechwytyjący ... wywarł duży wpływ na koncepcje podobnych maszyn projektowanych wówczas na Zachodzie”. Nawiązując do publikacji w RAF Flying Review szwajcarski miesięcznik Interavia stwierdza: „...MiG-15 podczas wojny w Korei przewyższał każdy amerykański samolot prędkością, zwrotnością i siłą ognia”. Podobne głosy odzywały się w innych krajach. Rzeczywiście pod wpływem radzieckiej koncepcji lekkiego samolotu bojowego powstały w następnych latach na Zachodzie maszyny stanowiące odbicie tej linii konstrukcyjnej.

MiG-15 przyniósł swoim twórcom światową sławę. Dzięki prostocie, niezawodności i wysokim walorom bojowym otrzymał nazwę „samolot-żołnierz”. Posiadającymi cechami przewyższał podobne samoloty, wytwarzane w zachodnich wytwórniach lotniczych. Produkowany w dużych ilościach zarówno w Związku Radzieckim, jak i w Czechosłowacji, Polsce i ChRL i stał się pierwszym samolotem o skrajnych skrzydłach stanowiącym standardowe wyposażenie lotnictwa myśliwskiego krajów obozu socjalistycznego. W połowie lat pięćdziesiątych samoloty *MiG-15bis* stanowiły również podstawowe wyposażenie jednostek myśliwskich w wielu krajach trzeciego świata. Po raz drugi zastosowano je w warunkach bojowych w barwach Egiptu, podczas konfliktu sueskiego w 1956 r.

W latach następnych stopniowo wycofywano MiG-15bis do lotnictwa szturmowego, rozpoznawczego i do szkolnictwa. Wysokie walory użytkowe sprawiły, że „samolot-żołnierz” jeszcze do ostatnich lat znajdował zastosowanie w lotnictwie pomocniczym i w szkołach lotniczych.

Jednostki ludowego Lotnictwa Polskiego otrzymały samoloty MiG-15 w połowie 1951 r. Do 1 PLM Warszawa dostarczono np. pierwsze egzemplarze w skrzyniach w czerwcu 1951 r. W tym samym czasie rozpoczęto szkolenie praktyczne pod kierunkiem polskich instruktorów, którzy zostali wyszkoleni wcześniej na sprzęcie radzieckim. W grupie pierwszych pilotów, którzy zostali wyszkoleni na samolotach bojowych MiG-15, znaleźli się kpt. pil. Tadeusz Krepski, kpt. pil. Stanisław Wiśniewski, kpt. pil. Stanisław Tanana, ppor. pil. Władysław Hermaszewski, ppor. pil. Andrzej Dobrzeński, ppor. pil. Wiktor Iwon, ppor. pil. Bolesław Smolik. Podczas centralnych obchodów Świąt Lotnictwa zorganizowanych na lotnisku Okęcie w dniu 26 VIII 1951 r. zademonstrowano po raz pierwszy MiG-15 w locie (rys. 9).

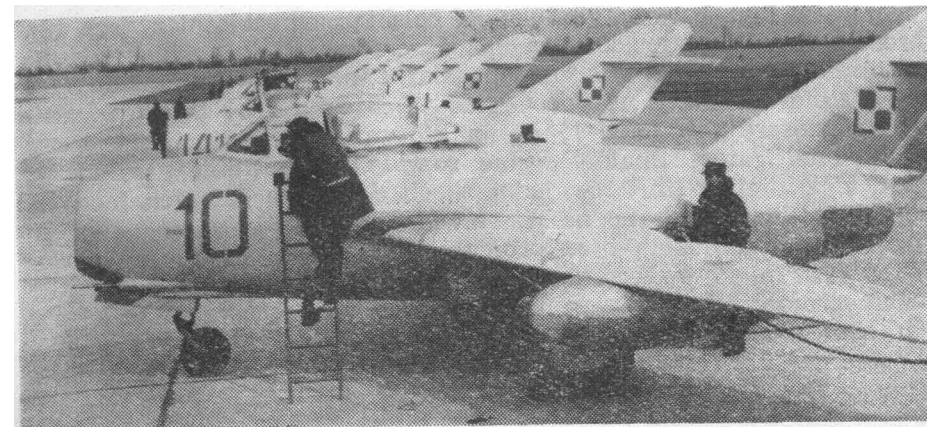
Indywidualny pokaz pilotażu został wykonany wówczas przez mjr pil. Stanisława Łozowickiego. Jesienią 1951 r. nadeszły następne samoloty i w tym czasie nastąpiło całkowite przebrojenie 1 PLM. Poprzednie maszyny *Jak-23* zostały przekazane z kolei do innej jednostki lotnictwa myśliwskiego. Wymowną ilustracją tego okresu stała się defilada powietrzna 22 VII 1952 r. nad placem Dzierżyńskiego w Warszawie. Wzięła tam udział m.in. grupa około 100 samolotów myśliwskich złożona w 2/3 z MiG-15 i w 1/3 z *Jak-23*. Obydwa typy



Rys. 9. Jeden z pierwszych samolotów myśliwskich MiG-15 (fot. WAF)

maszyn stanowiły przez pewien czas standardowe wyposażenie jednostek myśliwskich, aż do czasu wycofania samolotów *Jak-23*.

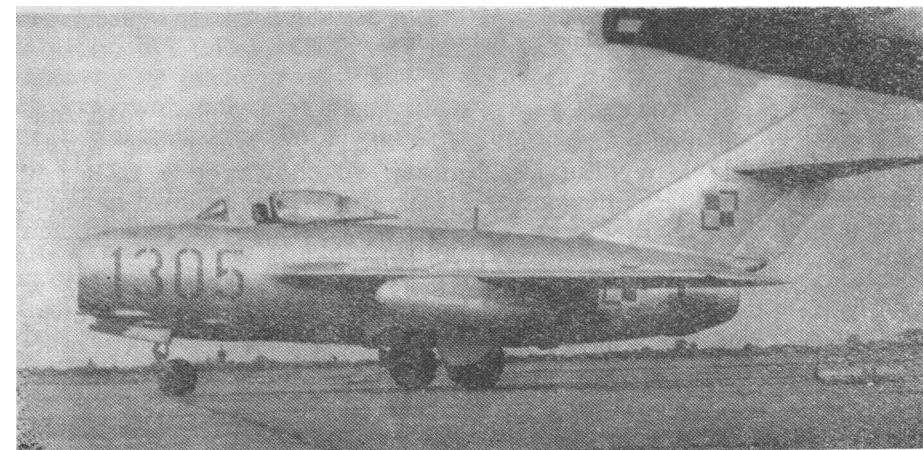
W 1950 r. zapadły ważne decyzje, w wyniku których nastąpił szybki rozwój polskiego przemysłu lotniczego. Na podstawie Uchwały Rzeczypospolitej postanowiono podjąć w kraju produkcję nowoczesnych samolotów odrzutowych, wytwarzanych od podstaw w Polsce. W wyniku zniszczeń wojennych i rabunkowej gospodarki okupanta przemysł lotniczy w Polsce po wojnie prawie nie istniał, aby sprostać zadaniu należało zatem zbudować nowe zakłady, zdolne do wytwarzania skomplikowanego produktu, jakim jest współczesny samolot o napędzie odrzutowym. Realizacja tego wielkiego przedsięwzięcia stała się możliwa dzięki pomocy technicznej, kadrowej i organizacyjnej Związku Radzieckiego. Budowa nowych i rozbudowa istniejących zakładów oraz uruchomienie i wdrożenie do produkcji samolotów odrzutowych stały się wydarzeniem przełomowym w historii polskiego przemysłu lotniczego. W tym czasie nie tylko rozbudowano i unowocześniono park maszynowy, ale przyswojono wiele nowoczesnych procesów technologicznych, wprowadzono nowe materiały lotnicze, zastosowano nowoczesne metody organizacji pracy itd. W wielu wypadkach zbudowano od podstaw przemysł kooperujący z wytwórniami lotniczymi. Wyrosły nowe inwestycje, jak huta aluminium, walcownie metali lekkich, wytwórnia łożysk tocznych, wytwórnie wyposażenia radionawigacyjnego, lotniczych wyrobów gumowych itd. Przemysł lotniczy w Polsce stał się nieodłącznym elementem postępu technicznego, mobilizującym znaczną część potencjału gospodarczego państwa dla nadążania za potrzebami techniki lotniczej.



Rys. 10. Lim-1, licencyjny odpowiednik samolotu MiG-15 (fot. WAF)

W 1952 r. rozpoczęła się w Wytwórni Sprzętu Komunikacyjnego w Mielcu produkcja seryjna samolotów MiG-15, budowanych na prawach licencji, otrzymanej ze Związku Radzieckiego. Polskie MiGi otrzymały oznaczenie *Lim-1*, pochodzące od nazwy: licencyjny myśliwiec pierwszy. Jednocześnie z uruchomieniem serii samolotów podjęto w WSK Rzeszów licencyjną produkcję silników turboodrzutowych *RD-45F* pod oznaczeniem *Lis-1*. Oblot pierwszego egzemplarza wyprodukowanego w kraju nastąpił 17 VII 1952 r., a pierwsze *Lim-1* (rys. 10) dostarczono do jednostek lotnictwa myśliwskiego pod koniec 1952 r. Dzięki wielkoseryjnej produkcji naszych Wytwórni Sprzętu Komunikacyjnego w bardzo krótkim czasie nastąpiło przebrojenie naszego lotnictwa myśliwskiego w nowoczesny sprzęt bojowy, wytwarzany całkowicie w kraju. Samoloty *Lim-2* poważnie wzmocniły siłę obronną Polski w okresie szczytowego natężenia zimnej wojny i konfrontacji koreańskiej.

W 1953 r. zaczęto dostarczać do jednostek myśliwskich LLP maszyny w wersji *MiG-15bis* (rys. 11). Rok później samoloty te, pod



Rys. 11. MiG-15bis (fot. Janusz Szymański)

oznaczeniem *Lim-2*, zaczę¹³ produkować polski przemysł lotniczy (rys. 12). Razem z budowl¹ p³atowców uruchomiono również licencyjn¹ produkcję silników WK-1A, oznaczonych jako *Lis-2*. Pierwszy egzemplarz *Lim-2* zosta³ ob³atany na wiosnę 1954 r. Maszyna by³a odpowiednikiem późnoseryjnego *MiG-15bis*, na którym wprowadzono większe zmiany. Mia³ zatem finaln¹ postać rozwojow¹. Niemniej jednak w WSK, a później w LZR i w jednostkach dokonano dalszych modyfikacji, które wprowadzano na podstawie uwag użytkowników, wniosków racjonalizatorskich oraz projektów, polegaj¹cych na przystosowaniu maszyn do wykonywania zadań specjalnych, jak rozpoznanie, s³u³ba aerofoto itd. Seryjne samoloty mog³y być wyposażone w zestaw aparatów fotograficznych AFA, zabudowanych pod wypuk³¹ os³on¹, w przedniej części kad³uba, z lewej strony — za działkami NR-23.



Rys. 12. *Lim-2* - licencyjny odpowiednik *MiG-15bis*. Samolot ca³kowicie wyprodukowany przez polski przemysł lotniczy (fot. Andrzej Marga'a)

Maszyny w tej wersji, używane przez jednostki wsparcia i rozpoznania powietrznego, nosz¹ oznaczenie *Lim-2R*. Wyprodukowane wcześniej *Lim-1*, które w wyniku modernizacji dokonywanej w LZR i w jednostkach otrzyma³y nowoczesniejsz¹ aparaturę radiowo-nawigacyjn¹ jak: *ARK-5* i *RW-2* oraz *SRU-0*, nazywane by³y w jednostkach myśliwskich jako *Lim-1,5* (pó³tora) (rys. 13).

Produkowane przez przemysł krajowy samoloty *Lim* przesz³y w połowie lat pięćdziesiątych Państwowe Próby Kontrolne, przeprowadzone przez komisję sk³adaj¹c¹ się z przedstawicieli Wojsk Lotniczych, wojskowych instytucji technicznych oraz Instytutu Lotnictwa. Ostatnie serie *Lim-2* wypuszczono w 1956 r. zastępuj¹c je na liniach produkcyjnych samolotami *MiG-17F* oznaczonymi w WSK jako *Lim-5*. W tym czasie jednostki lotnictwa myśliwskiego by³y prawie w ca³o³ci wyposażone w maszyny produkcji krajowej, nie ustępuj¹ce jako³ci



Rys. 13. Samolot *Lim-1,5* (fot. WAF)

ich oryginalnym radzieckim pierwowzorem. Sko³noskrzyd^{3e} *Limy* ca³kowicie wypar³y stare samoloty myśliwskie o napędzie t³okowym oraz pierwsze odrzutowe *Jak-23*, które w po³owie lat pięćdziesiątych znajdowa³y się jeszcze w szko³ach lotniczych. Podczas pe³nienia sta³ych dyżurów myśliwskie *MiGi* — *Limy* wykorzystywane by³y do odstraszania intruzów z si³ NATO, próbuj¹cych naruszyć obszar powietrzny nad Polsk¹. Stosowano je również do niszczenia w powietrzu balonów propagandowych, których wiele wypuszczano w latach 1952—1956 z RFN w kierunku wschodnim.

Samoloty *MiG-15* i *Lim* sta³y się bardzo popularne wśród społeczeństwa. Wystawiano je wielokrotnie, udostępniaj¹c publiczności z okazji różnych wystaw, przegl¹dów sprzętu lub buduj¹c im pomniki, jak np. w Ostrowiu Wielkopolskim. Oryginalny *MiG-15*, z numerem 26 na kad³ubie, wyprodukowany przez radziecki przemysł lotniczy, by³ udostępniony dla bliższego zapoznania się z konstrukcj¹ maszyny na placu przed PKiN w Warszawie. *Lim-2*, z nr 724 produkcji krajowej, pokazano po raz pierwszy z bliska szerszej publiczności na I Warszawskim Salonie Lotniczym, zorganizowanym na Okęciu od 26 VIII do 9 IX 1956 r. Maszyny te by³y podziwiane również w powietrzu. Od pierwszego pokazu *MiG-15* w locie min³o kilka lat. Później demonstrowano przelot ca³ych jednostek i większych formacji. Przedstawiano również trudne w wykonaniu, ale efektowne pokazy akrobacji zespo³owej. W połowie 1956 r. z inicjatywy pilotów 1 PLM powsta³ pierwszy zespół wyższego pilotażu na *Lim-2* w sk³adzie: kpt. pil. Zygmunt Dębowski, kpt. pil. Jerzy Figurski i kpt. pil. Ryszard Grundman. Podczas centralnych obchodów Źwięta Lotnictwa 26 VIII 1956 r. nad Okęciem zosta³a zademonstrowana po raz pierwszy na *Lim-2*, w wykonaniu trójki pilotów, skomplikowana wi¹zanka figur akrobacji lotniczej, ze szczególnie widowiskow¹ zespo³ow¹ bezk¹. Rok później — 8 IX 1957 r., na lotnisku Babice odby³y się największe w Polsce centralne pokazy lotnicze, z udziałem nie spotykanej

dot¹d liczby samolotów. Jednym z punktów programu by³ imponuj¹cy przelot kilkuset *Lim-1* i *Lim-2*, uformowanych w kolumnę czwórek. Oprócz tego dwa *Lim-2* da³y pokaz pilotażu „lustrzanego”, jeden *Lim-2* zademonstrowa³ skomplikowan¹ i bardzo efektown¹ wi¹zankę figur wyższego pilotażu, następnie dwa *Limy* wykona³y walkę powietrzną z użyciem amunicji. Na zakończenie dano największ¹ atrakcję programu — akrobację zespołową wykonaną przez trójkę *Lim* pod dowództwem kpt. pil. Józefa Sobieraja i w wykonaniu pi¹tki *Lim*, dowodzonej przez kpt. pil. Józefa Dębowskiego. Podczas Lipcowego Ęwięta — 22 VII 1959 r. odby³a się wielka parada wojskowa z okazji XV-lecia PRL. W części lotniczej przelecia³ wówczas nad placem Defilad sztyk tafla, sk³adaj¹cy się z 64 samolotów *Lim*, w tym 32 *Lim-2*. Z okazji 550 rocznicy bitwy pod Grunwaldem odby³y się 22 VII 1960 r. nad polami grunwaldzkimi wielkie pokazy lotnicze, w których zademonstrowano ponownie taflę z 64 *Limów*, ci¹gn¹ących za sobą białe i czerwone smugi dymu. Piloci dęblińskiej „szkoły orł¹t” przygotowali w 1964 r. trudny sztyk, symbolizuj¹cy rzymską XX, z³ożony z 26 *Lim-2*. Sztyk ten zosta³ zademonstrowany 22 lipca 1964 r. podczas defilady lotniczej w wielkiej paradzie wojska na 20-lecie PRL. W dowód uznania dla umiejętności pilotów zespół XX z OSL w Dęblinie zosta³ odznaczony honorowym wyróżnieniem roku „B³ękitne Skrzydła”, nadanym wówczas po raz pierwszy przez redakcję tygodnika „Skrzydłata Polska”. To honorowe wyróżnienie przyznawane jest corocznie za wybitne osiągnięcia dla lotnictwa polskiego. Piloci myśliwscy lotnictwa Marynarki Wojennej demonstrowali wysoką klasę podczas obchodów Ęwi¹t i pokazów lotniczych, organizowanych na Wybrzeżu. Jednym z bardziej znanych pokazów sta³a się defilada urz¹dzona w dniu Ęwięta Morza — 26 VI 1965 r. W tym dniu zorganizowano w Trójmieście wielką prądę wojsk l¹dowych, lotnictwa i marynarki wojennej. W części powietrznej defilady przelecia³o nad Gdańsk¹ Starówką kilka grup samolotów, w tym również 15 *Lim-2* lotnictwa morskiego, które zademonstrowa³y wysoki kunszt pilotażu, tworząc efektowny sztyk o kształcie kotwicy. W s³ynnej paradzie 1000-lecia — 22 VII 1966 r. 43 samoloty *Lim-2* utworzyły trudny sztyk „1000”. Dowódcą tego zespołu by³ ppłk pil. Rózewicz. Nie by³o wówczas większych pokazów czy uroczystych obchodów Ęwi¹t państwowych, w których by nie uczestniczyły *Limy-2* (rys. 14).

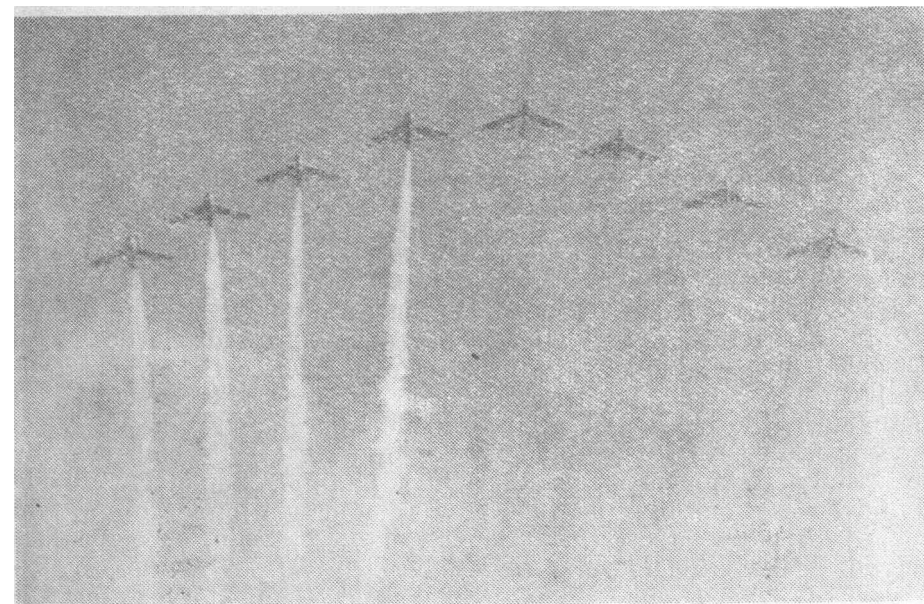
Różnobarwne smugi ci¹gnięte za *Limami* były efektem rozwi¹zań powstałych w warsztatach polskich racjonalizatorów. Początkowo stosowano zwykłe Ęwiece dymne, które zawieszano na zamkach bombowych pod skrzydłami. Zap³on następowa³ elektrycznie. Metoda ta nie zapewniała jednak równomiernego spalania. Zawartość p³on³a w sposób niekontrolowany: za wolno, pozostawiając nikły ślad w powietrzu, lub zbyt intensywnie, kopc¹c gęst¹ strug¹ i nie zapewniając do końca ewolucji dymnej oprawy figur akrobacji lotniczej. Na podstawie projektu racjonalizatorskiego ppłk. mgr. inż. Zenona Klimkowskiego zosta³ opracowany specjalny wariant samolotu *Lim-2* (smugacz), specjalnie przystosowany do wytwarzania dymu w powietrzu. Od instalacji paliwowej odjęto tylne zbiorniki kadłubowe, montując w ich miejsce dwie butle cieniowne, które były napełnione emulsją barwnika czerwonego (smugi czerwone) lub samym olejem (smugi białe). Czas działania przy użyciu jednej butli wynosi 2 minuty, a przy dwóch butlach 5 minut. Ciecz dymotwórcza była wtryskiwana do



Rys. 14. Efektowne zdjęcie samolotów *Lim-2* w sztyku tafla (fot. Janusz Szymański)

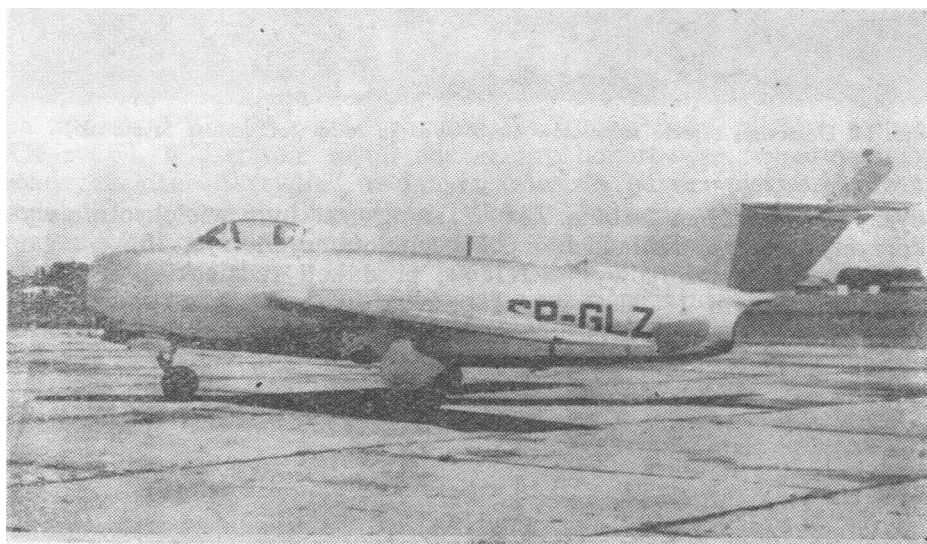
dyszy wylotowej za turbiną. *Lim-2* „smugacze” były wielokrotnie wykorzystywane na defiladach i pokazach lotniczych (rys. 15).

Egzemplarz wzorcowy *MiG-15bis*, produkcji radzieckiej, z numerem fabrycznym 1370086, zosta³ przekazany w 1957 r. przez WSK PZL Mielec do Instytutu Lotnictwa. Maszynę zarejestrowano 18 XI



Rys. 15. *Limy-2* w wersji „smugacz” (fot. Lech Zielaskowski)

1958 r. w IKCSP, gdzie otrzymała znaki SP-GLZ (rys. 16). Samolot był wykorzystany w Instytucie jako latająca laboratoria aerodynamiczna. Przeprowadzono na nim wiele prób w ramach realizacji różnych tematów naukowo-badawczych. Na SP-GLZ dokonano badań aerodynamicznych modelu samolotu TS-11, prób obiektów bezpilotowych, systemów odzyskowych rakiet meteorologicznych itd. Na przykład przy badaniu systemów odzyskowych wywołano na znacznej wysokości podwieszone do uniwersalnych zamków podskrzydłowych zasobniki typu SPD-3, SP-3bis i SPD-6, następnie wyczepiano, a te w locie swobodnym, hamowane w ostatniej fazie spadochronem, opadały na ziemię. Po zakończeniu programu prób zasobniki zostały przekazane do Muzeum Lotnictwa i Astronautyki w Krakowie. MiG-15bis SP-GLZ został skreślony z rejestru cywilnych statków powietrznych 4 XI 1972 r.



Rys. 16. MiG-15bis SP-GLZ - samolot doświadczalny Instytutu Lotnictwa (fot. IŁ)

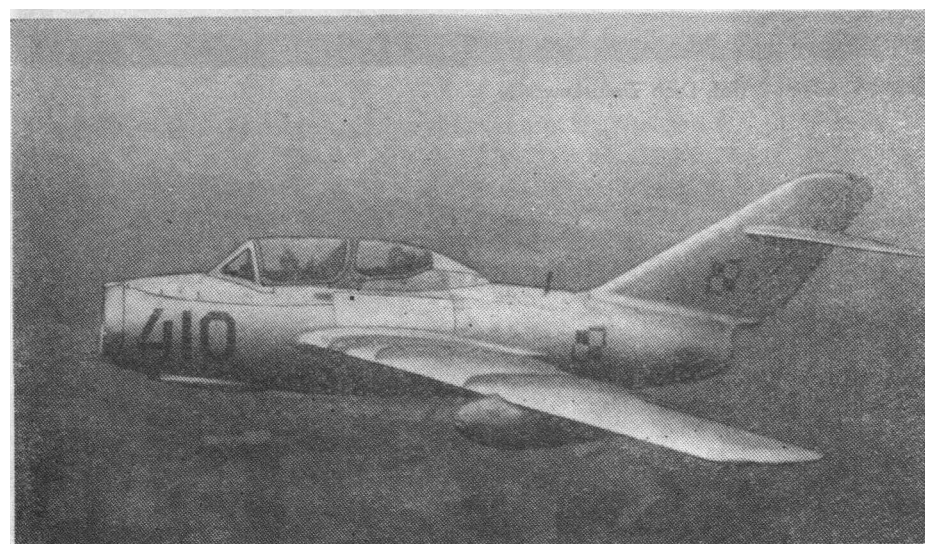
Samoloty Lim-1 znajdowały się w wyposażeniu jednostek lotnictwa myśliwskiego do końca lat pięćdziesiątych. Około 1960 r. znaczna część tych maszyn została przebudowana na wersję szkolno-bojową SBLim-1. Od 1958 r. Lim-1 i Lim-2 zostały wprowadzone do wyposażenia jednostek lotnictwa szturmowego w miejsce trójkowych Ił-10. W jednostkach tych, przeznaczonych do wsparcia taktycznego i rozpoznania powietrznego, stosowano zwykle Lim-2R, wyposażone w zestaw aparatów AFA i uzbrojone w bomby (rys. 17). Później maszyny te zostały zastąpione przez Lim-5R i Lim-5M. Samoloty MiG-15 i Lim-1 stosowane były od 1954 r. w szkolnictwie lotniczym. W tym roku jako pierwsza otrzymała je OSL-5 w Radomiu, specjalizująca się wówczas w szkoleniu pilotów myśliwskich. W 1957 r. Lim-1 otrzymała OSL-4 w Dęblinie. Pierwszym pododdziałem, który został wyposażony w te samoloty, była eskadra szkolna, dowodzona przez kpt. pil. J. Skwarzyńskiego. Ostatnio Lim-2 stosowane były tylko w pro-



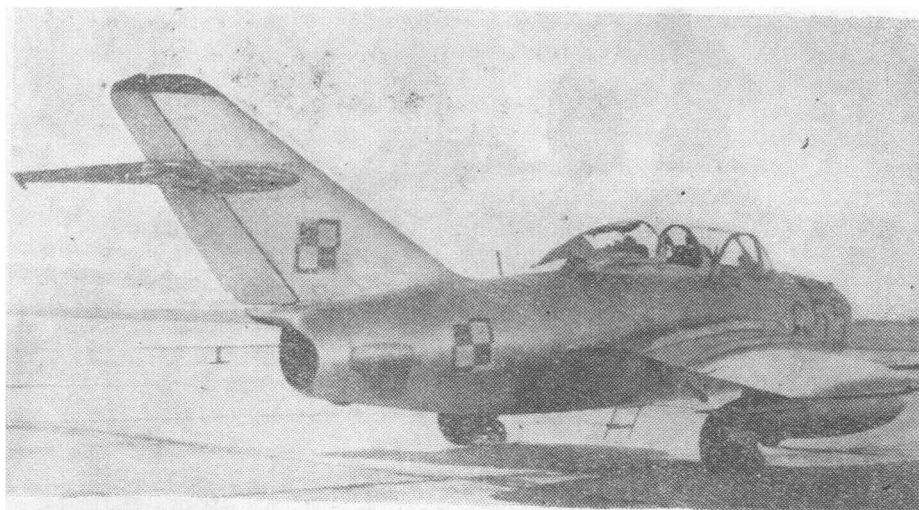
Rys. 17. Lim-2R - samolot przeznaczony do wsparcia taktycznego i rozpoznania powietrznego (fot. Lech Zielaskowski)

cesie szkolenia pilotów podchorążych po przejściu z samolotu TS-11, a przed dopuszczeniem do lotów na Lim-5.

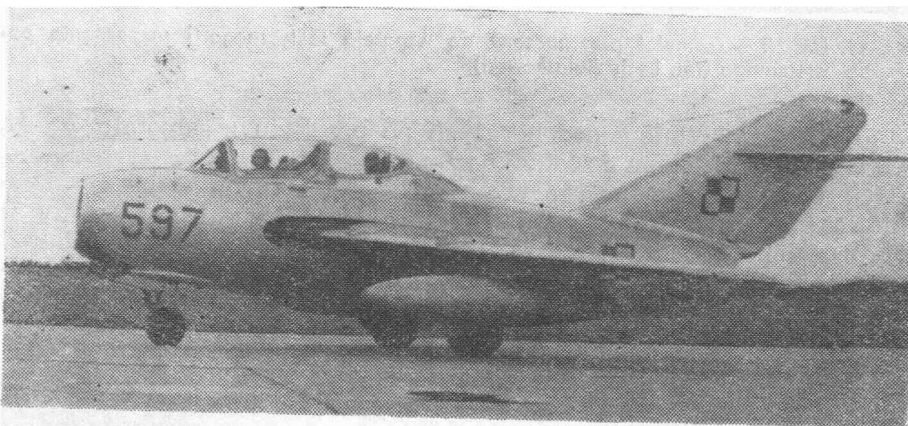
Oprócz wersji jednoosobowych bardzo popularna stała się dwumiejscowa wersja szkolno-bojowa UTIMiG-15 (rys. 18). Maszyny te wprowadzono do jednostek myśliwskich w 1951 r. jednocześnie z Jak-23 i MiG-15. Służyły one do przeprowadzenia lotów szkolnych na dwu-sterze, wykonywania treningu i do sprawdzających lotów kontrol-



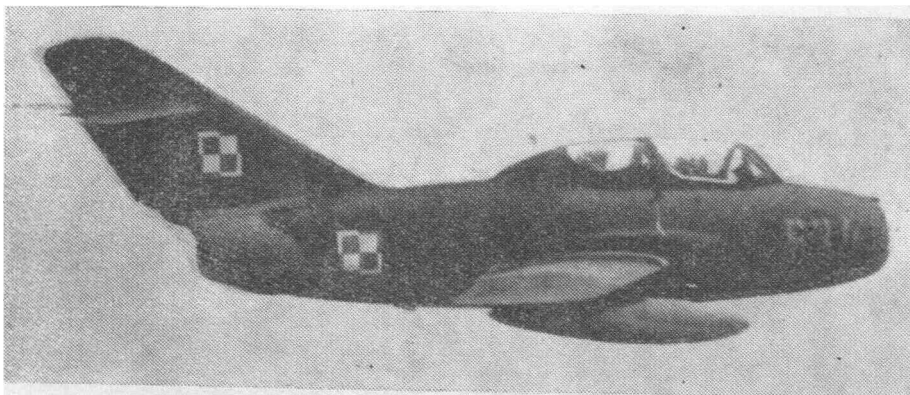
Rys. 18. UTI MiG-15 w locie (fot. Janusz Szymański)



Rys. 19. SBLim-1 polska adaptacja samolotu Lim-1 (fot. Lech Zielaskowski)



Rys. 20. SBLim-2 (fot. Lech Zielaskowski)



Rys. 21. Lim-2A w locie (fot. WAF)

nych. Do szkół lotniczych UTIMiG-15 zostały dostarczone nieco później: w 1954 r. razem z MiG-15 do OSL-5 w Radomiu, a w 1955 r. do OSL-4 w Dęblinie. Dwuosobowe MiGi, popularnie nazywane szparakami, sprowadzano początkowo ze Związku Radzieckiego i z Czechosłowacji. W późniejszym okresie — około 1960 r., wobec dużego zapotrzebowania na maszyny tego typu, Lotnicze Zakłady Remontowe zaczęły dokonywać same adaptacji samolotów myśliwskich Lim-1 na szkolno-bojowe SBLim-1 (rys. 19). Przeróbki były dokonywane według projektów racjonalizatorskich członków personelu technicznego Wojsk Lotniczych. Polskie SBLim-1 różniły się od oryginalnych UTIMiG-15 szeregiem zmian konstrukcyjnych, wyposażeniem radioelektronicznym i uzbrojeniem. W połowie lat siedemdziesiątych zaczęły się wyczerpywać zapasy silników Lis-1 i wobec deficytu tych jednostek napędowych opracowano kolejny projekt przeróbki samolotów Lim-2 na SBLim-2 (rys. 20), napędzane silnikami Lis-2. Wyprodukowane SBLim-1 zakończyły swój żywot w połowie lat siedemdziesiątych. Ostatnie egzemplarze wycofano w 1975 r. Obecnie w procesie szkolenia oraz do treningu i lotów kontrolnych stosowane są SBLim-2.

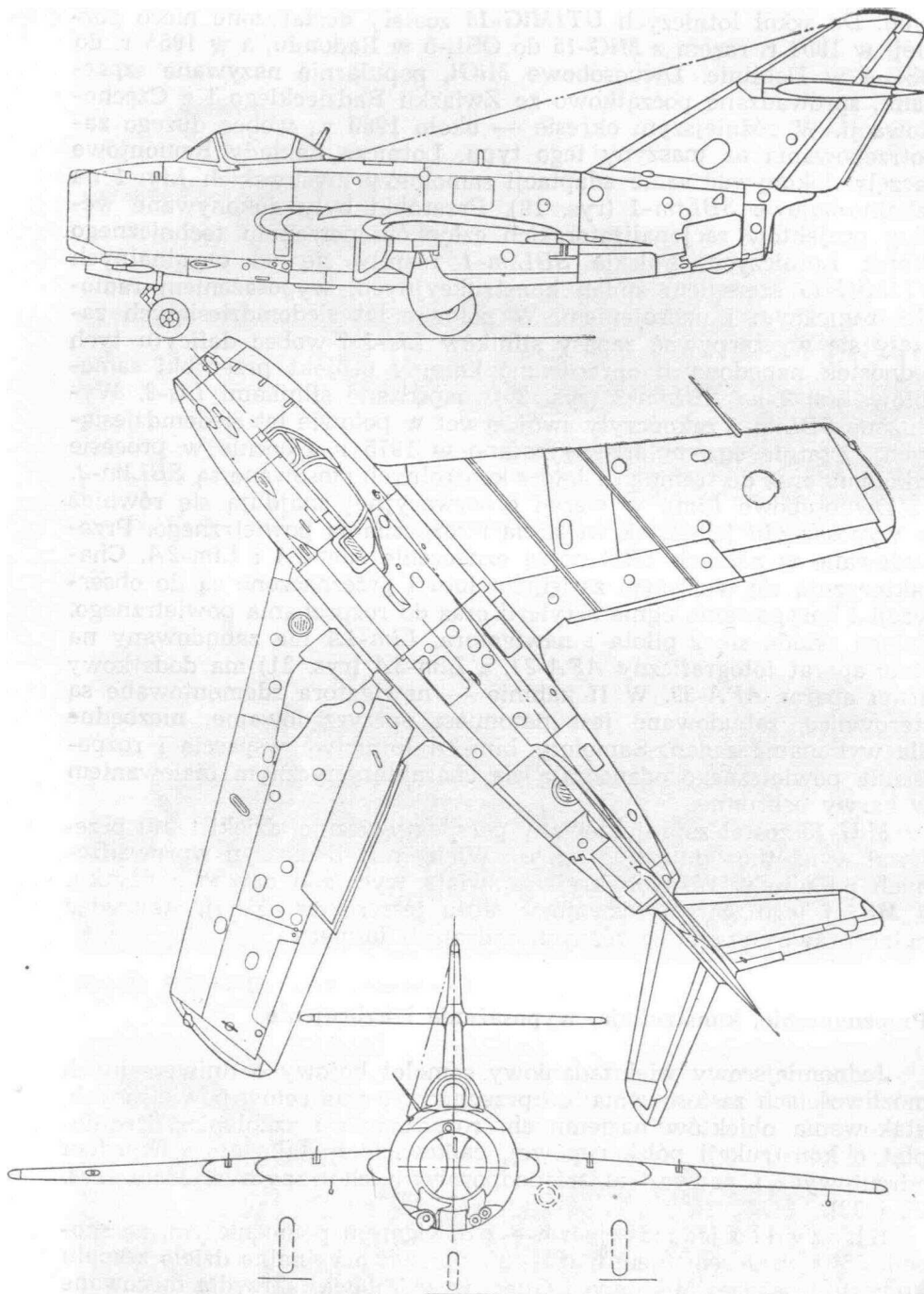
Dwuosobowe Limy w wersji obserwacyjnej znajdują się również w wyposażeniu jednostek wsparcia i rozpoznania powietrznego. Przebudowane w naszych LZR noszą oznaczenie Lim-1 A i Lim-2 A. Charakteryzują się większym zasięgiem lotu i przeznaczone są do obserwacji i korygowania ognia artylerii oraz do rozpoznania powietrznego. Załoga składa się z pilota i nawigatora. Lim-1A ma zabudowany na stałe aparat fotograficzny AFA-21, a Lim-2A (rys. 21) ma dodatkowy drugi aparat AFA-39. W II kabinie — nawigatora zdemontowane są sterownice, zabudowane jest natomiast oprzyrządowanie, niezbędne dla wykonania zadań. Samoloty Lim-2A lotnictwa wsparcia i rozpoznania powietrznego odznaczają się charakterystycznym malowaniem w barwy ochronne.

MiG-15 został zaprojektowany perspektywnie, dzięki temu przetrwał w użytkowaniu długi okres. Wiele innych maszyn wprowadzonych po nim w różnych krajach świata wycofano dawno z użytku, a MiG i jego wersje rozwojowe służą jeszcze do dzisiaj, stanowiąc peñnosprawny sprzęt w różnych rodzajach lotnictwa.

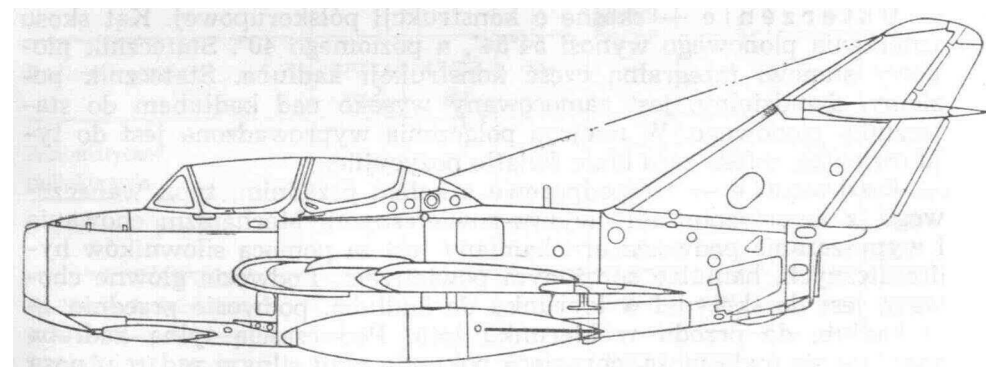
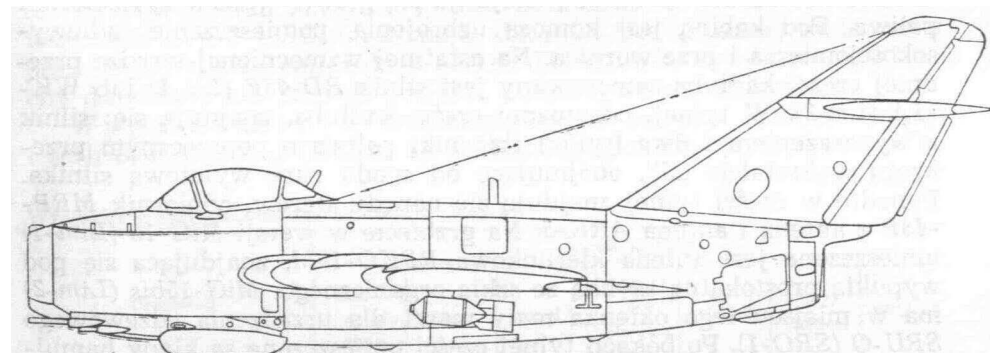
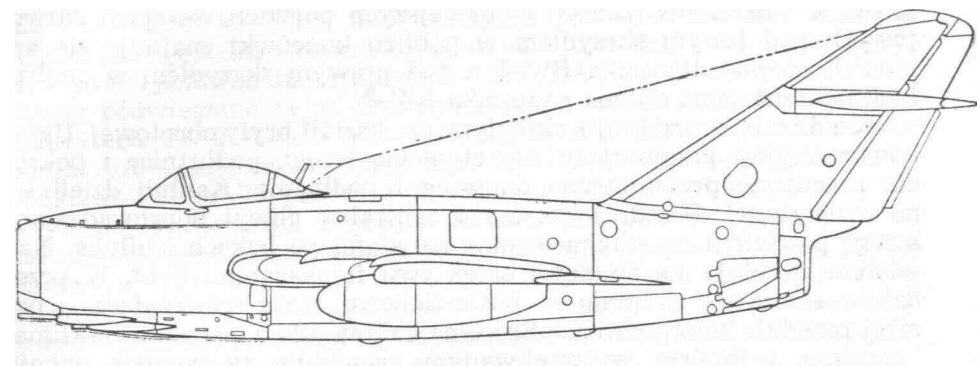
Przeznaczenie, konstrukcja, wyposażenie i uzbrojenie

Jednomiejscowy wielozadaniowy samolot bojowy o uniwersalnych możliwościach zastosowania: do przechwytywania celów powietrznych, atakowania obiektów naziemnych, rozpoznania i szkolenia. Średniopłat o konstrukcji półskorupowej, całkowicie metalowej, z napędem odrzutowym i podwoziem trójpodporowym chowanym w locie (rys. 22 i 23).

Skrzydło o jednonośnikowym z dwunóżką pomocniczą, ze skosem 35° i wzniosem ujemnym — 2°, stanowi oryginalne dzieło zespołu konstruktorskiego Mikołajana i Gurewicza. Połówki skrzydła mocowane są do kadłuba za pomocą trzech okuć. Skrzydło wyposażone jest w klapy i lotki o wewnętrznej kompensacji aerodynamicznej. Klapy — poszerzacze przesuwają się do tyłu o 200 mm i wychylane są do startu o 20°, a do lądowania 55°. W MiG-15bis (Lim-2) i UTI MiG-15 (SBLim-1, SBLim-2, Lim-1A) pod lewą połówką skrzydła w pobliżu



Rys. 22. Sylwetka samolotu MiG-15bis (Lim-2)



Mig-15 (Lim-1), Lim-2R SBLim-2

kad³uba znajduje siê wychylany reflektor do l¹dowania. Na górnej powierzchni skrzyd³a znajduj¹ siê grzebienie aerodynamiczne (deflektory) ustawione po dwa na ka¿dej po³ówce — równolegle do osi pod³u¿nej samolotu. Zastosowanie grzebieni ma na celu zapobiegienie skoñnemu sp³ywowi strug wzd³u¿ skrzyd³a i poprawienie skutecznoœci lotek. W *MiG-15bis* (*Lim-2*) i póŹniejszych polskich wersjach rozwojowych pod lewym skrzyd³em w pobli¿u koñcówki znajduje siê antena dipolowa odbiornika *RW-2*, a pod prawym skrzyd³em w pobli¿u kad³uba taka sama antena nadajnika *RW-2*.

Kad³ub o przekroju okr¹g³ym ma kształt bry³y obrotowej. Uk³ad konstrukcyjny przejmuj¹cy si³y stanowi¹ wrêgi, pod³u¿nice i pokrycie pracuj¹ce, przynitowane do wrêg i pod³u¿nie. Kad³ub dzieli siê na dwie czêœci. Przednia czêœæ ma centralny chwyt doprowadzaj¹cy strugê powietrza do silnika dwoma kana³ami po bokach kad³uba. Nad wlotem znajduje siê obudowa obiektu fotokarabinu *S-13*. W przodzie mieszcz¹ siê akumulator, butle tlenowe, masa wywa¿aj¹ca, a poni¿ej przednie ko³o podwozia. Szczelna kabina pilota cienieniowa klimatyzowana z fotelem wyrzeliwanym awaryjnie za pomoc¹ naboju prochowego. Przednia czêœæ os³ony ma szybê ze szk³a pancernego. Tylne czêœæ, odsuwana, jest wykonana z grubego szk³a organicznego! W œrodku kad³uba za kabin¹ znajduje siê g³ówny (pierwszy) zbiornik paliwa. Pod kabin¹ jest komora uzbrojenia, pomieszczenie radiowysokoœciomierza i przetwornica. Na ostatniej wzmocnionej wrêdzie przedniej czêœci kad³uba zamocowany jest silnik *RD-45F* (*Lis-1*) lub *WK-1A* (*Lis-2*). W tylnej, odsuwanej czêœci kad³uba, znajduj¹ siê: silnik z wyposa¿eniem i dwa (tylne) zbiorniki paliwa o poprzecznym przekroju w kształcie „J”, obejmuj¹ce od spodu rurê wylotow¹ silnika. Ponadto w czêœci tylnej znajduj¹ siê napêdy sterów, odbiornik *MRP-48P* z anten¹ i antena *ARK-5*. Na grzbiecie w wersji *MiG-15* (*Lim-1*) umieszczona jest antena kierunkowa *RPKO-10M*, znajduj¹ca siê pod wypuk³¹ prostok¹tn¹ szyb¹ ze szk³a organicznego. *MiG-15bis* (*Lim-2*) ma w miejscu tego okienka ma³y maszt dla urz¹dzenia odzewowego *SRU-O* (*SRO-1*). Po bokach tylnej czêœci umieszczone s¹ klapy hamulców aerodynamicznych, ró¿ni¹ce siê od siebie w samolotach *MiG-15* i *MiG-15 bis*. Z prawej strony tylnej czêœci znajduje siê elektroralytnica sygnalizacyjna, uruchamiana z kabiny pilota.

Usterzenie — skoñne o konstrukcji pó³skorupowej. K¹t skosu usterzema pionowego wynosi 54°54', a poziomego 40°. Statecznik pionowy stanowi integraln¹ czêœæ konstrukcji kad³uba. Statecznik poziomy, dwudzielny, jest zamocowany wysoko nad kad³ubem do statecznika pionowego. W miejscu po³¹czenia wyprowadzona jest do ty³u owiewka, mieszcz¹ca bia³e œwiat³o pozycyjne.

Podwozie — trójpodporowe z ko³em przednim, typu wahaczowego, z amortyzatorami olejowo-powietrznymi. Mechanizm chowania i wypuszczania podwozia uruchamiany jest za pomoc¹ si³owników hydraulicznych, hamulce sprê¿onym powietrzem. Podwozie g³ówne chowane jest do skrzyde³ w kierunku do kad³uba, podwozie przednie — w kad³ub, do przodu w kierunku lotu. Pod czêœci¹ tyln¹ kad³uba znajduje siê ma³a p³oza, chroni¹ca pokrycie przy silnym zadarciu nosa samolotu przy starcie. Podwozie przednie jest samonastawne, zgodnie z kierunkiem ruchu samolotu na ziemi.

Zespó³ napêdowy: w *MiG-15* (*Lim-1*) silnik turboodrzutowy z jednostopniow¹ dwustronn¹ sprê¿ark¹ œrodkow¹, 9-dzban-

wymi komorami spalania i jednostopniow¹ turbin¹, napêdzaj¹cy jednosteczenie pr¹dnicê i sprê¿arkê wysokoœciow¹. Typ *RD-45F* (*Lis-1*) o ci¹gu 22,25 kN (2270 kG). W *MiG-15bis* (*Lim-2*) silnik *WK-1A* (*Lis-2*) o ci¹gu 26,46 kN (2700 kG). *UTIMiG-15* oraz *SBLim-1* i *Lim-1A* maj¹ silniki *RD-45FA* (*Lis-1*) o ci¹gu 22,25 kN (2270 kG). *SBLim-2* ma silnik *Lis-2* 26,46 kN (2700 kG). Instalacja paliwowa ma dwa zbiorniki w kad³ubie: przedni gumowy o pojemnoœci 1245 dm³ i tylny sk³adaj¹cy siê z dwóch po³ówek mieszcz¹cych 2 X 167 dm³. Dodatkowe dwa zbiorniki paliwa podwieszane s¹ na podskrzyd³owych uniwersalnych zamkach — uchwytach *BD-2-48MiG* tych samych, na których mo¿na podwieszaæ bomby lub kasetowe wyrzutnie npr. W *MiG-15* stosowano pocztkowo dodatkowe zbiorniki paliwa o pojemnoœci 350 dm³, przylegaj¹ce œciele do dolnej powierzchni skrzyd³a. PóŹniej poprawiono je, daj¹c nowy kształt aerodynamiczny i dodaj¹c koñcówkê w postaci ma³ego szpica. Nastêpnie ju¿ w wersji *MiG-15bis* zastosowano zbiorniki z samolotu *MiG-17F* o pojemnoœci 400 dm³, o kształcie kroplowym, zawieszone w pewnej odleg³oœci od dolnej powierzchni skrzyd³a. Zbiorniki te mia³y dodatkowe ma³e powierzchnie stabilizuj¹ce, s³u¿¹ce do zapewnienia prawid³owego lotu zbiornika, po ewentualnym wyciepieniu z chwil¹ opró¿nienia z paliwa. Poprzednie zbiorniki zeœlizgiwa³y siê po powierzchni skrzyd³a gro¿¹c uszkodzeniem pokrycia. Obecnie wszystkie *Lim-2* i *SBLim-2* maj¹ zbiorniki podwieszane, takie same jakie siê stosuje na samolotach *Lim-5*. Zbiorniki te s¹ wykonane z blachy duralowej lub jako dwudzielne z tworzywa sztucznego.

Wyposa¿enie — radionawigacyjne zale¿ne jest od wersji i serii produkcyjnej (tablica 2). Radiostacja pok³adowa zapewnia pilo-

Wyposa¿enie radioelektroniczne samolotów *MiG-15*

Urz¹dzenie	Wersja samolotu						
	<i>MiG-15</i> pierwsze serie	<i>Lim-1</i>	<i>Lim-1,5</i>	<i>MiG-15</i> bis pierwsze serie	<i>Lim-2</i>	<i>MiG-15</i>	<i>SBLim-1</i>
Radiostacja	<i>RSI-6K</i>	<i>R-800</i>	<i>R-800</i>	<i>RSI-6K</i> lub <i>R-800</i>	<i>R-800</i>	<i>RSIU-3M</i>	<i>R-800</i>
Radiopó³kompas	<i>RPKO-10M</i>	<i>RPKO-10M</i>	—	—	—	—	—
Automatyczny radiokompas	—	—	<i>ARK-5</i>	<i>ARK-5</i>	<i>ARK-5</i>	<i>ARK-5</i>	<i>ARK-5</i>
Sygnalizator przelotu	—	—	<i>MRP-48P</i>	<i>MRP-48P</i>	<i>MRP-48P</i>	<i>MRP-48P</i>	<i>MRP-48P</i>
Radiowysokoœciomierz	—	—	<i>RW-2</i>	<i>RW-2</i>	<i>RW-2</i>	—	<i>RW-2</i>
Identyfikator rozpoznawczy	—	—	—	<i>SRU-O</i>	<i>SRU-O</i>	<i>SRU-O</i>	<i>SRU-O</i>
Rozmównica pok³adowa	—	—	—	—	—	<i>SPU-2P</i>	<i>SPU-2P</i>

Uzbrojenie artyleryjsko-strzeleckie samolotów MiG-15

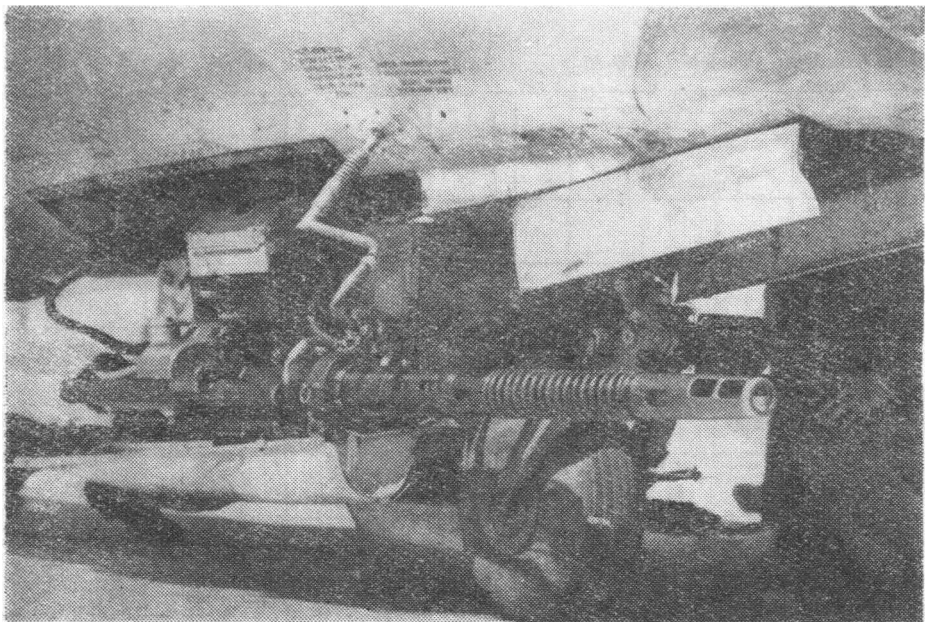
Wersja	Lewa strona kadłuba					Prawa strona kadłuba				
	Typ broni	Liczba	Kaliber [mm]	Szybkostrzelność [strz/min]	Zapas amunicji [szt.]	Typ broni	Liczba	Kaliber [mm]	Szybkostrzelność [strz/min]	Zapas amunicji [szt.]
MiG-15 (Lim-1)	NS-23	2	23	550	2x80	NS-37	1	37	250	40
MiG-15 bis pierwsze serie	NS-23	2	23	550	2x80	NS-37	1	37	250	40
Lim-2	NR-23	2	23	800—950	2x80	N-37	1	37	400	40
UTIMiG-15	UBK-E	1	12,7	1000	150	—	—	—	—	—
UTIMiG-15	A-12,7	1	12,7	1000	150	∖	—	—	—	—
SBLim-1	NS-23	1	23	550	80	—	—	—	—	—
SBLim-2	NS-23	1	23	550	80	—	—	—	—	—

towi ³¹czność radiow¹ z ziemi¹ i innymi samolotami. Automatyczny radiokompas ARK-5, współpracuj¹cy z sygnalizatorem przelotu *MRP-48P*, umożliwia wykonywanie lotów według radiolaterni, bez widoczności ziemi. Radiowysokościomierz *RW-2* określa rzeczywist¹ wysokość względem ziemi w zakresie od 0 do 600 m, a rozpoznawcze urz¹dzenie odzewowe określa przynależność samolotu w zakresie swój — wróg. W samolotach dwuosobowych rozmównica pokładowa zapewnia ³¹czność pomiędzy członkami załogi.

Uzbrojenie samolotów MiG-15 składa się z działek lotniczych oraz uzbrojenia bombardierskiego i odrzutowo-rakietowego. Uzbrojenie strzelecko-artyleryjskie jest różne, zależne od wersji (tablica 3). *MiG-15* i *MiG-15bis* maj¹ jedno działko dużego kalibru NS-37 albo N-37 i po dwa średniego kalibru NS-23 lub NR-23. Szkolno-bojowe UTI MiG-15 i *SBLim* maj¹ tylko po jednym wkm UBK-E lub A-12,7, albo też działko NS-23. Broń artyleryjsko-strzelecka jest zamocowana sztywno na specjalnej lawecie, umieszczonej pod kabin¹ pilota. Na lawecie s¹ ustawione również skrzynki amunicyjne i agregaty pneumatycznego przeładowania. Do wykonywania prac przy uzbrojeniu można za pomoc¹ mechanizmu opuszczać i podnosić ca³¹ lawetę, razem z działkami i agregatami. Pomysłowo rozwi¹zana konstrukcja stanowiska ogniowego jest bardzo wygodna przy obsłudze i eksploatacji samolotu (rys. 24). Celowanie odbywa się przez automatyczny celownik strzelecki *ASP-3N* lub *ASP-3NM*. Do kontroli wyników strzelania s³uży automatycznie działaj¹cy fotokarabin *S-13*, wyko-

Dane techniczne samolotów MiG-15

Wyszczególnienie	Jednostka miary	MiG-15 Lim-1	MiG-15 bis Lim-2	UTIMiG-15 SBLim-1
Rozpiętość	m	10,08	10,08	10,08
Długość	m	10,04	10,10	10,10
Wysokość	m	3,70	3,70	3,70
Powierzchnia nośna	m ²	20,60	20,60	20,60
Masa własna	kg	3382	3681	3500
Masa własna z dod. zbiornikami	kg	3416	3720	—
Masa użyteczna normalna	kg	1424	1363	1350
Masa całkowita normalna	kg	4806	5044	4850
Masa całkowita maksymalna z dod. zbiornikami	kg	5260	6045	—
Prędkość maksymalna	km/h	1050	1076	1015
	wys. m	0	0	0
Dopuszczalna liczba Macha	M	0,92	0,95	0,92
Prędkość przelotowa	km/h	850	860	820
Prędkość minimalna	km/h	190	190	—
Prędkość wznoszenia	m/s	42,0	46,0	38,5
P u 3 a p	m	15200	15500	14825
Zasięg normalny	km	1420—1600	1330—1861	950
Zasięg z dodatkowymi zbiornikami	km	1920—1960	2000	1340
Czas trwania lotu	h i min	2h	2h57 min	2h18 min
R o z b i e g	m	600	504	570
D o b i e g	m	710	880	740



•Rys. 24. Uzbrojenie artyleryjskie samolotu *Lim-2* (fot. Lech Zielaskowski)

rzystywany również do fotostrzelania i fotobombardowania z lotu nurkowego. Prowadzenie ognia dokonywane jest za pomocą napędu elektrycznego, a przeładowanie działek odbywa się pneumatycznie — sprężonym powietrzem. Ogniwa i kuski przy strzelaniu wyrzucane są w powietrze.

Uzbrojenie bombardierskie składa się z dwóch bomb o wagomiarze 50 lub 100 kg, zawieszanych na uniwersalnych zamkach uchwytach *BD-2-48MiG*, pozwalających na bombardowanie zarówno z lotu poziomego, jak i z lotu nurkowego. Zamiast bomb można podwieszać kasetowe wyrzutnie npr. z pociskami o stabilizacji obrotowej, przeznaczonymi do niszczenia celów naziemnych.

Do rozpoznania stosowany jest lotniczy aparat fotograficzny *AFA-1M*, zabudowany w przedziale za działkami *NR-23* pod wypustką osłoniętą — z lewej strony kadłuba. Wersja *Lim-1A* wyposażona jest w aparat *AFA-21*, wersja *Lim-2A* ma dwa aparaty: *AFA-21* i *AFA-39*.

W skład wyposażenia wchodzi również elektrorakietnica z czterema różnobarwnymi rakietami sygnalizacyjnymi. Urządzenie umieszczone jest z prawej strony tylnej części kadłuba.

MiG-17

Burzliwy rozwój samolotów bojowych stale zmierza w kierunku zwiększenia prędkości lotu. Ponieważ silnik zastosowany na *MiG-15* nie

zapewnia dalszego poprawienia osiągnięć, a maszyna ponadto wykazywała zagrożenia sterowności w obszarze prędkości przydźwiękowych, postanowiono opracować nowy samolot ulepszony aerodynamicznie, przystosowany do zabudowania silnika z dopalaczem, zdolny

do osiągnięcia wyższej krytycznej liczby Macha. Projektowana maszyna miała być następcą *MiGa-15* również przystosowanym do operacji przechwytywania samolotów i wsparcia wojsk lądowych. W 1948 r. opracowano w biurze konstrukcyjnym Mikołajewa i Gurewiczów projekt oznaczony *I-330 (SI)*, a w grudniu 1949 r. zakończono budowę pierwszego prototypu, który w tym czasie rozpoczął próby naziemne. Nowa maszyna zachowała układ *MiGa-15*, pozornie niewiele się różniła od swego poprzednika. W samolocie wprowadzono jednak kilka istotnych zmian: zastosowano nowe skrzydło, o większej powierzchni oraz z podobną do ukłowo wygiętej linii krawędzi natarcia. Formę taką uzyskano przez zastosowanie skosu zmiennego wzdłuż rozpiętości. Na każdej połowie skrzydła zabudowano również po trzy grzebienie aerodynamiczne, spełniające funkcję kierownic strug powietrza, zmieniono także końcówki skrzydła i powierzchnie lotek. Kadłub został przekonstruowany w częściach środkowej i tylnej. Samolot wydłużono o około 1,0 m. Zastosowano nowe hamulce aerodynamiczne z charakterystyczną wiskl, kropłową owiewką, osłaniającą wystający siłownik hydrauliczny. Usterzenie pozostawiono prawie bez zmian, stosując jedynie nieco większy kąt skosu dla statecznika pionowego i umieszczając w owiewce na styku obydwóch usterzeń anteny odbiornika systemu ostrzegawczego tylnej półsfery. Podwozie, jak również uzbrojenie artyleryjsko-strzeleckie pozostawiono bez zmian. Prototyp był napędzany silnikiem *WK-1A*, takim samym jak seryjnie *MiG-15bis*. Dopiero w dalszym etapie prac samolot miał otrzymać silnik *WK-1F* z dopalaczem.

SI został oblatany w styczniu 1950 r. W lutym pilot doświadczalny I. T. Iwaszczenko, realizując jeden z punktów programu prób w locie — osiągnięcie zakładanej krytycznej liczby Macha $M = 1,03$, przekroczył kilkakrotnie prędkość dźwięku. Prowadził nadal badania w locie piloci S. N. Anochin i P. I. Kaznin osiągnęli w czasie nurkowania prędkości odpowiadające $M = 1,14$. Natomiast pilot G. Mołosow badając właściwości maszyny w locie wznoszącym uzyskał wysokość 16 000 m przy przeciwnej prędkości pionowej 35 m/s. Podczas prób osiągnięto również czas trwania lotu 1 h 50 min.

Po zakończeniu prób fabrycznych i państwowych *SI* został przyjęty do użytkowania w lotnictwie myśliwskim radzieckich sił powietrznych oraz dopuszczony do produkcji seryjnej pod oznaczeniem *MiG-17*. W 1952 r. maszyny zaczęły napływać do jednostek lotnictwa radzieckiego. Samoloty te miały jeszcze silniki *WK-1A* bez dopalacza — takie same jak w *MiG-15bis*. Można je było odróżnić od późniejszych wersji innym zakończeniem kadłuba — nieco mniejszą średnicą i brakiem wystającej regulowanej dyszy dopalacza, hamulcami aerodynamicznymi o innym obrysie i mniejszej powierzchni, anteną urzędzenia odzewowego *SRUO-1* na grzbiecie kadłuba oraz elektrorakietnicą umieszczoną z boku po prawej stronie kadłuba, jak w *MiG-15bis* (w późniejszych *MiG-17* umieszczono ją na stateczniku pionowym).

W międzyczasie (1951 r.) opracowano wersję specjalnie przystosowaną do przechwytywania celów powietrznych *MiG-17P*. Samolot był wyposażony w stację radiolokacyjną *Izumrud*, której anteny mieściły się w przodzie kadłuba pod charakterystycznymi osłonami

z mas plastycznych. Jedna z nich, w postaci wysuniętej wargi, umieszczona była nad wlotem powietrza, a druga w kształcie kopuśki umocowana była na przegrodzie tunelu wlotowego. Przedni¹ neruchom¹ części osłony kabiny pilota przedłożono dla pomieszczenia części aparatury elektronicznej. Uzbrojenie zmieniono, stosując trzy działka NS-23. Samolot ten produkowany był w stosunkowo niewielkich ilościach i wkrótce został zastąpiony wersją¹ z mocniejszym silnikiem.

Po rozpoczęciu produkcji wielkoseryjnej silnika WK-1F z dopalaczem, którego maksymalny ciąg wzrósł do 33,12 kN (3380 kG), zbudowano w 1951 r. prototyp samolotu SF, który po dopuszczeniu do produkcji otrzymał oznaczenie MiG-17F. Dzięki zastosowaniu nowego silnika znacznie poprawiły się osiągi samolotu, zwłaszcza wznoszenie, pułap i prędkość maksymalna. Znacznemu skróceniu uległ rozbieg. Wprowadzono również pewne zmiany konstrukcyjne: zmieniono obrys i zwiększono powierzchnię hamulców aerodynamicznych, wprowadzono bogatsze wyposażenie radionawigacyjne, zastosowano nowy stabilizowany fotel wyrzucany, a zbiorniki podskrzydłowe uzyskały bardziej wydłużony korzystniejszy kształt wskutek zwiększenia długości z 2810 mm do 3010 mm.

MiG-17F produkowany od 1953 r. stał się najbardziej rozpowszechnioną¹ wersją¹ tego samolotu. Z uwagi na swoje charakterystyki mógł być wykorzystywany jako myśliwiec przechwytujący¹cy, operujący na wysokim pułapie (ponad 15 000 m) i osiągał¹cy duże wysokości w krótkim czasie. Wyposażony w urządzenia do lądowania według przyrządów mógł wykonywać loty w nocy i w trudnych warunkach atmosferycznych. Z podwieszonymi bombami można było samolot stosować w roli lekkiego bombowca nurkującego¹cego, zdolnego do rażenia z dużą celnością¹ obiektów nieprzyjaciela. Łatwe sterowanie maszyną¹, w połączeniu z dużą prędkością¹ — ponad 1000 km/h przy ziemi, umożliwiało najbardziej skuteczne wykorzystanie silnego uzbrojenia artyleryjsko-strzeleckiego w operacjach szturmowych na cele naziemne. Zastosowanie podwieszanych zbiorników dodatkowych zwiększało zasięg lotu do 1900 km na wysokości 12 000 m, co dawało możliwość towarzyszenia i osłony wypraw samolotów bombowych lub transportowych. MiG-17F mógł być zatem z powodzeniem wykorzystany jako myśliwiec przechwytujący¹cy, lekki bombowiec nurkujący¹cy, samolot szturmowy i myśliwiec eskortowy.

W celu za MiG-17F zaczęto produkować wersję MIG-17PF, wyposażoną¹ w stację radiolokacyjną RP-5 Izumrud, przeznaczoną do przechwytywania i niszczenia celów powietrznych o każdej porze i w każdych warunkach atmosferycznych. Samolot stanowił ulepszoną¹ odmianę poprzedniej wersji MIG-17P, napędzaną¹ silnikiem WK-1F. Zastosowana nowa aparatura elektroniczna i aparatura radiolokacyjna pozwalały na wykrycie celu w locie z odległości 12 km i prowadzenie celnego ognia na odległość do 2000 m. Zwiększenie zapotrzebowania mocy w rozbudowanej instalacji elektrycznej pokrywała nowa prądnicą GSR-6000, zastosowana w miejsce poprzedniej GSR-3000. Dla zapobieżenia zmianom w rozłożeniu mas samolotu zrezygnowano ze stosowania ciężkiego działka N-37 D montując w to miejsce lżejsze działko NR-23.

Pod koniec lat pięćdziesiątych wprowadzono do jednostek lotnictwa radzieckiego następną¹ wersję MIG-17PFU, uzbrojoną¹ w 4 pociski

odrzutowe TRS-190, o kalibrze 190 mm lub 2 typu ARS-212, o kalibrze 212 mm. Pociski te mogły być zastosowane zarówno do niszczenia celów powietrznych, jak i naziemnych. Zależnie od zadania, wyposażono je w celowniki zbliżeniowe — radiolokacyjne, elektryczne lub mechaniczno-uderzeniowe.

Istniało również kilka wersji doświadczalnych: MiG-17SP-2 — nocny myśliwiec przechwytujący¹cy z rozbudowaną¹ aparaturą radiolokacyjną¹ (egzemplarz eksperymentalny z 1951 r.), MiG-17 nr 214 — z mechanicznymi ślotami, MiG-17SN — prototyp eksperymentalny z 1953 r. z bocznymi chwytami powietrza i opływowym przodem, w którym mieściły się dwa ruchome działka NR-23. Ruch odbywała się w pionowej w pionowej w zakresie ±40°. Ostatnią¹ wersją MiG-17SR-2 była przeznaczona do rozpoznania. Napęd jej stanowił silnik WK-5F o większym ciągu, również z dopalaczem.

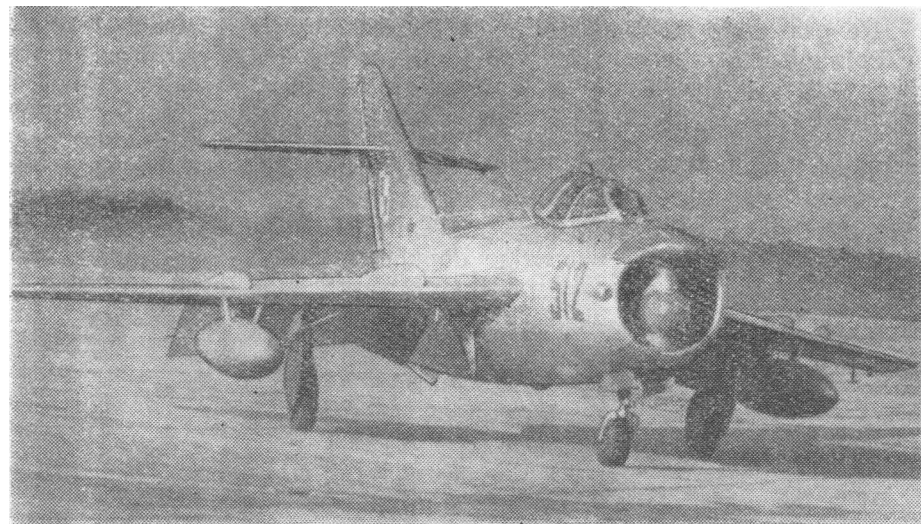
W połowie lat pięćdziesiątych samoloty MiG-17 wprowadzono do wyposażenia lotnictwa armii państw-sygnatariuszy Układu Warszawskiego i pozostałych krajów obozu socjalistycznego. Nieco później otrzymały je państwa trzeciego świata: Algieria, Egipt, Indonezja, Irak, Syria, Afganistan, Sri Lanka (Ceylon), Gwinea, Kambodża, Mali, Maroko, Nigeria, Somali, Sudan, Południowy Jemen (Aden), Północny Jemen, Uganda i Tanzania. Z licencji produkowano je w Polsce pod oznaczeniem Lim-5 i w ChRL jako Sen-jang F-4. Egipskie MiG-17F przeszły chrzest bojowy w październiku 1956 r. podczas operacji Muszkieter, obejmującej działania interwencyjne w rejonie Kanału Sueskiego połączonych sił zbrojnych angielsko-francusko-izraelskich. Później MiG-17 były również wykorzystane bojowo w ChRL (1958 r.), w Syrii (1963 r.), DRW (od 1965 r.), Indonezji (1965 r.), ponownie w Egipcie (od 1967 r.), Nigerii (1969 r.), Ugandzie i Tanzanii (1972 r.).

MiG-17 był jednym z najlepszych myśliwskich samolotów odrzutowych świata. Budowany w dużych ilościach należy do nielicznej grupy najbardziej rozpowszechnionych maszyn stanowiących podstawowe wyposażenie lotnictwa myśliwskiego. Dzisiaj samoloty te powoli ustępują¹ miejsca swoim następcom, niemniej jednak w dalszym ciągu stanowi ceniony sprzęt stosowany w lotnictwie szturmowym i w szkołach lotniczych.

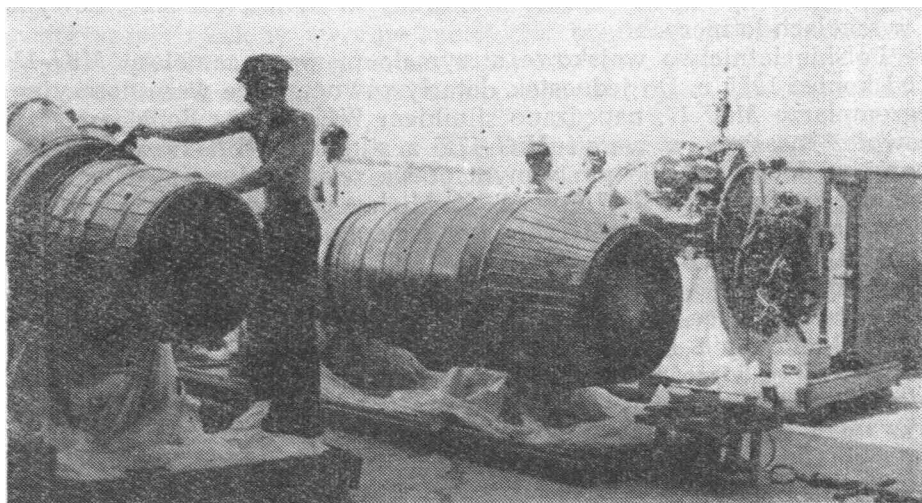
Polskie lotnictwo wojskowe otrzymało pierwsze samoloty MiG-17 pod koniec 1955 r. Do jednostek dotarły równocześnie wczesnoseryjne egzemplarze MiG-17, napędzane silnikiem WK-1A bez dopalacza, jak również maszyny w wersji MiG-17F z silnikami WK-1F wyposażonymi w dopalacze. W tym samym czasie podjęto decyzję o uruchomieniu produkcji MiG-17F w WSK Mielec pod oznaczeniem Lim-5. Pierwszy egzemplarz został oblatany jesienią¹ 1956 r. (rys. 25). Równolegle w WSK Rzeszów rozpoczęto produkcję silnika WK-1F, pod oznaczeniem Lis-5 (rys. 26). W drugiej połowie 1958 r. zaczęto produkować myśliwcę przechwytujący¹ce MiG-17PF, oznaczone jako Lim-5P (rys. 27). Jesienią¹ 1958 r. została oblatana pierwsza maszyna w tej wersji. Lim-5 można było przystosować do zadań rozpoznania lotniczego, wyposażając je w zestaw aparatów fotograficznych do wykonywania zdjęć pionowych i skośnych. Maszyny te, oznaczone jako Lim-5R, miały aparaty fotograficzne¹, umieszczone¹ w przedzie kadłuba, wyposażone¹ w wypukłą¹ osłonę, tworzącą¹ charakterystyczne wybrzuszenie, asymetrycznie z lewej strony, za dwoma działkami NR-23 (rys. 28).



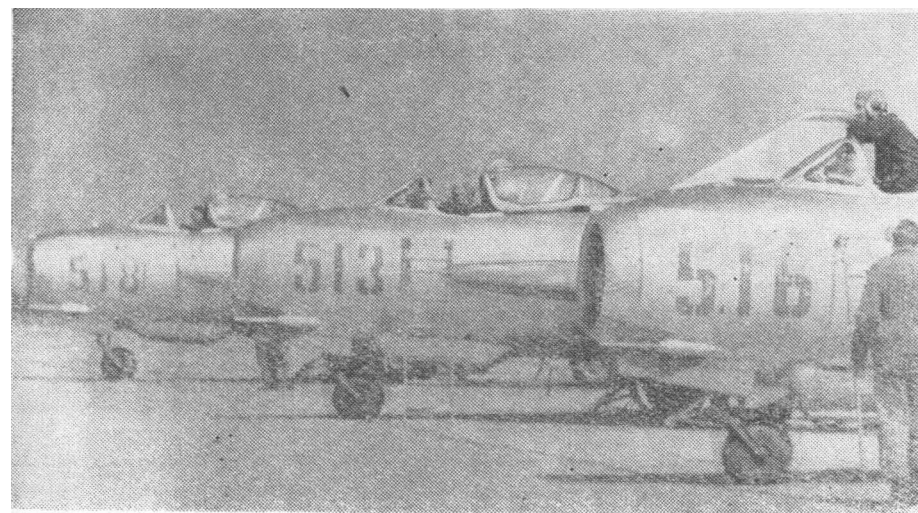
Rys. 25. Wyprodukowany całkowicie w kraju samolot myśliwski *Lim-5*, stanowiący odpowiednik radzieckiego *MiG-17F* (fot. Janusz Szymański)



Rys. 27. Myśliwiec przechwytyjący *Lim-5P* (fot. Lech Zielaskowski)

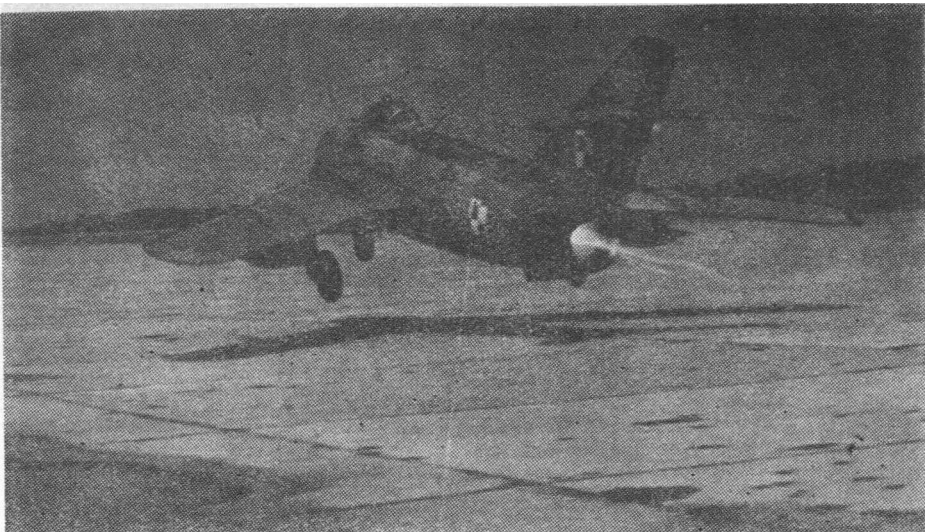


Rys. 26. Silnik *Lis-5* z dopalaczem (fot. Lech Zielaskowski)



Rys. 28. Samoloty myśliwsko-rozpoznawcze *Lim-5R* (fot. Lech Zielaskowski)

Na przełomie lat pięćdziesiątych i sześćdziesiątych *Lim-5* stały się w Polsce podstawowym sprzętem lotnictwa myśliwskiego oraz lotnictwa wsparcia i rozpoznania Wojsk Lotniczych, a ponadto lotnictwa myśliwskiego Wojsk Obrony Powietrznej Kraju (rys. 29). Samoloty te brały udział w pokazach i defiladach, gdzie budziły zrozumiałe zainteresowanie. W locie zademonstrowano je po raz pierwszy publicznie podczas Świąt Lotnictwa na Okęciu 26 VIII 1956 r. Piłtka *MIG-17F* pod dowództwem kpt. pil. Kantyki nadleciała na małej wysokości nad lotnisko i włączając dopalacze nad trybuną dała pokaz efektu dopalania i wzrostu prędkości wznoszenia (rys. 30). *Limy-5*



Rys. 29. Start samolotu *Lim-5* z włączonym dopalaczem (fot. Lech Zielaskowski)



Rys. 30. Dyżurna para *Lim-5* w locie ze wznoszeniem. Silniki pracują z włączonym dopalaczem (fot. Staoislaw Syndoman)

stały się znane z lotów w szykach, jakimi uświetniano obchody rocznic państwowych. Podczas Świąt Lipcowego 22 VII 1959 r. w Warszawie *Limy* zademonstrowały imponujący szyk tafla złożony z 64 samolotów: 32 *Lim-5* (szesnastka prowadząca i szesnastka zamykająca) oraz 32 *Lim-2* (szesnastki boczne). Dowódcą prowadzącym równo uformowany szyk był ppłk pil. Bondzior. Przelot odbywał się z prędkością około 500 km/h. W czasie obchodów XX rocznicy PRL w dniu 22 VII 1964 r. 36 *Lim-5* utworzyło efektowny szyk jodełka, a w październiku 1000-lecia Państwa Polskiego 22 VII 1966 r. 108 *Lim-5* i *Lim-2* uformowało szyk 3 jodełek, każda po 36 maszyn.

Na ziemi udostępniono maszynę po raz pierwszy publiczności podczas Wrocławskiego Salonu Lotniczego. Wystawiono wówczas *Lim-5* nr 1321 na lotnisku Pilczyce w czasie od 13—30 IX 1959 r. Rok później podczas centralnych obchodów Świąt Lotnictwa w Łodzi również eksponowano na wystawie samolot *Lim-5* obok innych samolotów, znajdujących się w wyposażeniu naszego lotnictwa.

Samoloty *Lim-5*, oprócz codziennej służby w jednostkach Wojsk Lotniczych i Wojsk OPK, wykorzystywane są również do celów naukowo-badawczych. Na maszynach tych dokonywane są np. pomiary stopnia skażenia promieniotwórczego górnych warstw atmosfery. Z inicjatywy Centralnego Laboratorium Ochrony Radiologicznej wykonano w Instytucie Technicznym Wojsk Lotniczych specjalne urządzenie *UPP-1BG-2* do badania i pomiarów skażeń promieniotwórczych atmosfery do wysokości 12 000 m. Dla pomieszczenia aparatury *UPP-1* wykorzystano standardowy zbiornik podskrzydłowy typu *BG-2*. Loty pomiarowe wykonywane są na *Lim-2* z prędkością 550—600 km/h na wysokościach od 2000 do 12 000 m, z tym że pomiary wykonywane są co 2000 m. W czasie lotów doświadczalnych od lipca do września 1974 r. wykryto, np. w próbkach pobranych z powietrza, zwiększoną ilość izotopów promieniotwórczych, pochodzących prawdopodobnie z wybuchów dokonanych kilka miesięcy wcześniej przez ChRL.

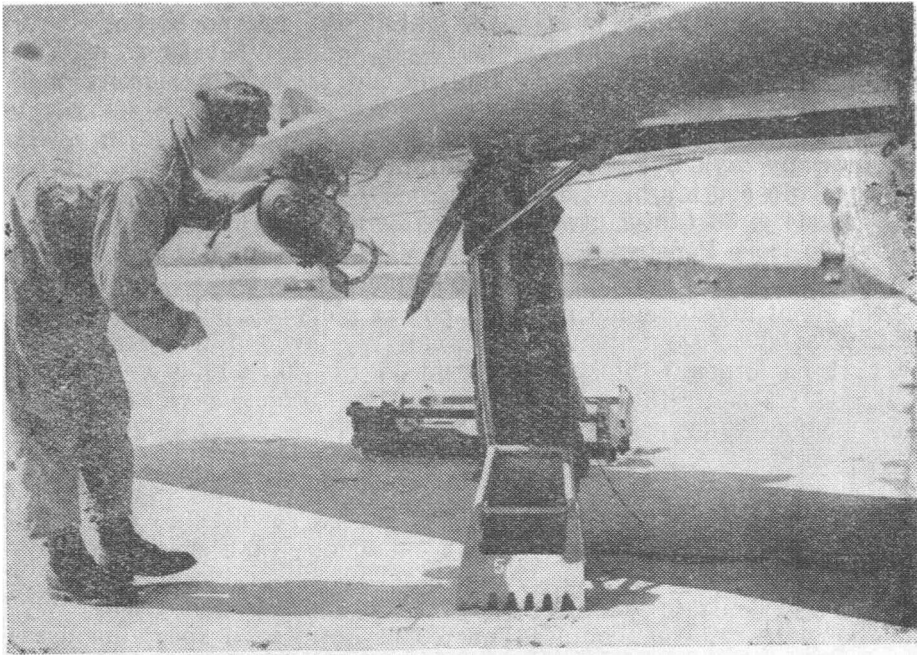
Lim-5 i *Lim-5P* stanowiły przez szereg lat podstawowe wyposażenie lotnictwa myśliwskiego, aby z kolei ustąpić samolotom o prędkościach naddźwiękowych. Obecnie służą do szkolenia podchorążych po przejściu z samolotów *TS-11* i *SB Lim-2*, a przed dopuszczeniem do lotów na samolotach naddźwiękowych.

LIM-5M, LIM-6B

Produkowany w WSK PZL Mielec samolot *Lim-5* doczekał się kilku polskich oryginalnych modyfikacji, specjalnie przystosowanych dla potrzeb lotnictwa wsparcia i rozpoznania powietrznego.

Po wycofaniu samolotów *I-10* z wyposażenia lotnictwa szturmowego wprowadzono w ich miejsce samoloty *Lim-2*, *Lim-2R*, *Lim-5* i *Lim-5R*, przystosowane do fotorozpoznania oraz do wsparcia ogniem działań wojsk lądowych. Samoloty te zabierały uzbrojenie bombowe podwieszane na podskrzydłowych zamkach, w miejsce dodatkowych zbiorników paliwa (rys. 31). Przy takiej kombinacji uzbrojenia zmniejszony był jednak zasięg, co z kolei wpłynęło na ograniczenie możliwości operacyjnych samolotu.

W drugiej połowie lat pięćdziesiątych wysunięto koncepcję prze-



Rys. 31. Uzbrojenie bombowe samolotu *Lim-5*, podwieszane w miejsce dodatkowych zbiorników paliwa (fot. Lech Zielaskowski)

działania promienia działania i specjalistycznego przystosowania seryjnie budowanych w Polsce samolotów myśliwskich *Lim-5* do wykonywania zadań do wsparcia taktycznego wojsk lądowych. Ogólna linia przeróbki polegała na: zabudowaniu dodatkowych stałych zbiorników paliwa dla wydłużenia czasu trwania lotu, wykorzystaniu podskrzydłowych węzłów zawieszenia tylko do uzbrojenia podwieszanego, przeprojektowaniu podwozia w celu umożliwienia korzystania z lotnisk o nawierzchni nieutwardzonej oraz na zastosowaniu innych zmian konstrukcyjnych. Oryginalny polski projekt adaptacyjny samolotu poprzedzony został studiami i pracami badawczymi nad możliwościami wprowadzenia zmian do seryjnego *Lim-5*. Rozważano zatem sprawę zastosowania: poziomego usterzenia pływającego, nadmuchu klap, nakładanych owiewko-zbiorników, pomocniczych silników startowych, spadochronów hamujących itd. W ramach tych prac przeprowadzono również badania innych modyfikacji aerodynamicznych.

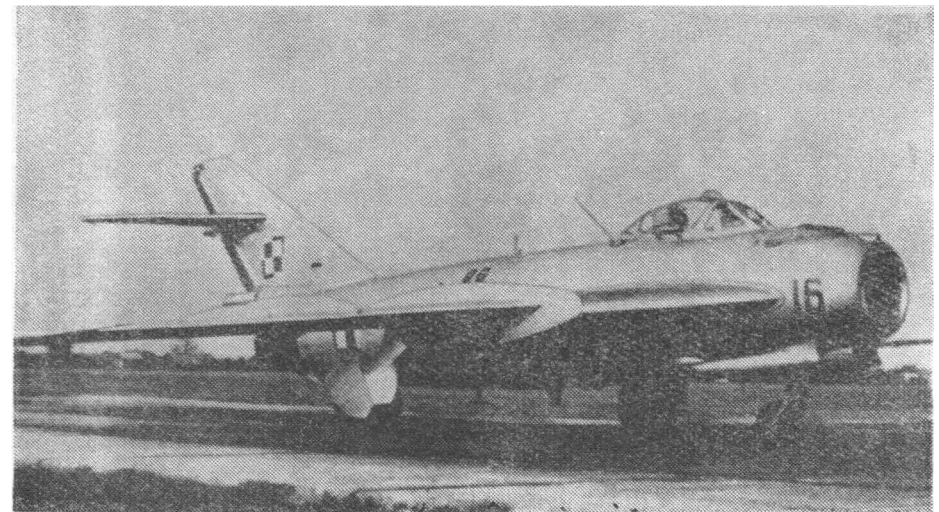
W rezultacie opracowano nowy wariant maszyny, oznaczony jako *Lim-5M*, który w pierwotnej postaci różni się od standardowego *Lim-5* następującymi szczegółami:

- zmienionym podwoziem głównym, które otrzymało nową wzmocnioną gołęń i zdwojone koła dla zmniejszenia jednostkowego nacisku na podłoże;
- zastosowaniem owiewko-zbiorników wykonanych z laminatu, zabudowanych pod skrzydłami w partii przykadłubowej, tylna część służyła do pomieszczenia zgrubionego podwozia, a część przednia stanowiła zbiornik paliwa;

- przystosowaniem instalacji paliwowej do zmienionych warunków zasilania, przewody łączące od zbiorników na skrzydle do tylnego zbiornika kadłubowego przeprowadzono na zewnętrznej kadłuba i za pomocą owiewkami łączącymi się w końcowej partii z kropłownicami owiewkami siłowników hamulców aerodynamicznych;
- wyposażeniem w zaczepy dla dwóch pomocniczych startowych silników rakietowych na paliwo stałe;
- zmienionymi klapami podskrzydłowymi z zastosowaniem nadmuchu, sprężone powietrze było doprowadzane ze specjalnego upustu na obudowie sprężarki silnika *WK-1F*;
- zastosowaniem termowego spadochronu hamującego.

Prototyp *Lim-5M* (rys. 32) oblatany został na początku 1960 r. Po próbach w locie wprowadzono kilka zmian i uzupełnień, doprowadzając maszynę do postaci wzorcowej dla wersji seryjnej. Jednocześnie zrezygnowano ze stosowania nadmuchu klap demontujących urządzenie z samolotu. Okazało się bowiem, że silnik w tym układzie stanowi niewystarczające źródło sprężonego powietrza i zastosowane rozwiązanie nie daje spodziewanych efektów. Spadochron hamujący był umieszczony w pojemniku pod tylną częścią kadłuba. Rozwiązanie to wybrano spośród kilku wariantów urządzenia.

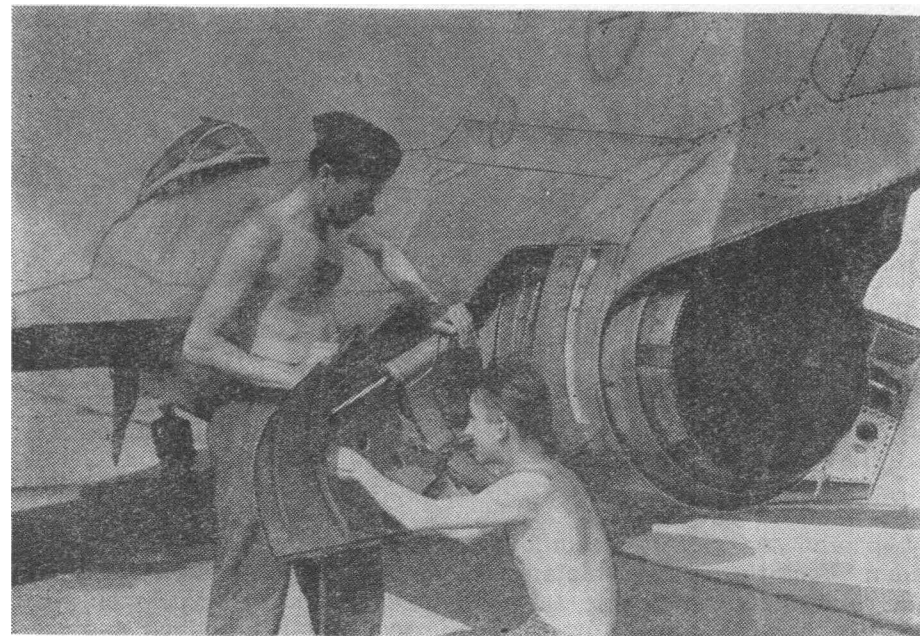
Lim-5M w ostatecznej postaci poddano próbom państwowym, w wyniku których został przyjęty do wyposażenia i dopuszczony do produkcji seryjnej (rys. 33). W latach 1961–1962 wypuszczono kilka serii tych maszyn, które zostały skierowane do jednostek wsparcia i rozpoznania powietrznego Wojsk Lotniczych (rys. 34 i 35). *Lim-5M* był samolotem myśliwsko-szturmowym, przeznaczonym do zwalczania celów na polu walki za pomocą konwencjonalnych środków ogniowych w normalnych warunkach atmosferycznych ze względu na stosunkowo proste wyposażenie elektroniczne. Wersja *Lim-5MR*, przeznaczona do rozpoznania, wyposażona była w aparaty fotograficzne (rys. 36). Seryjne *Lim-5M* odznaczały się jednak niekorzystnymi właściwościami w



Rys. 32. Prototyp *Lim-5M*.



Rys. 33. Seryjny samolot myśliwsko-szturmowy *Lim-5M*. Widoczny jest zbiornik osłonięty owiewką¹ podwieszony pod skrzydłem (fot. Janusz Szymański)



Rys. 35. Osłona przewodów paliwa na kadłubie, dysza dopalacza i hamulec aerodynamiczny samolotu *Lim-5M* (fot. Janusz Szymański)



Rys. 34. Zdwojone koła podwozia głównego, zasobnik spadochronu hamującego i napęd kłapy hamulca aerodynamicznego samolotu *Lim-5M* (fot. Janusz Szymański)

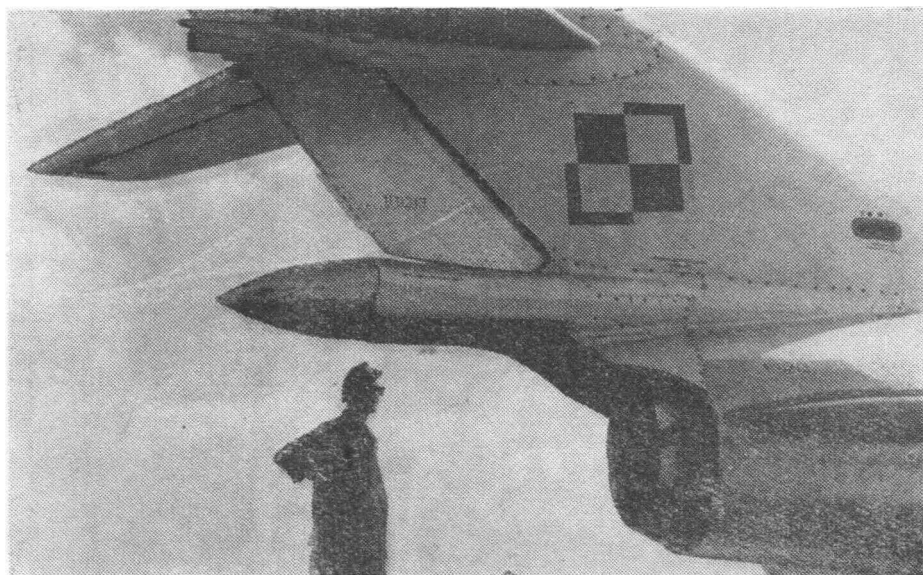


Rys. 36. *Lim-5M* w wersji rozpoznawczej

locie. Charakteryzowa³y siê du¿¹ mas¹, znacz¹ wêdrówk¹ ¯rodka masy oraz gorszymi osi¹gami, dodatkow¹ iloœæ paliwa poch³ania³y zwiêkszone opory. Usytuowanie spadochronu hamuj¹cego okaza³o siê nieodpowiednie.

W drugiej po³owie lat szeædziesi¹tych zrezygnowano ze stosowania dodatkowych zbiorników, demontuj¹c je i przywracaj¹c jednocześnie do pierwotnej postaci podwozie g³ówne. Z wprowadzonych poprzednio zmian pozostawiono jedynie spadochron hamuj¹cy (rys. 37), przeniesiony do zasobnika umieszczonego nad wylotem dyszy dopalacza. Przebudowany w ten sposób samolot otrzyma³ oznaczenie *Lim-6* (rys. 38), a jego wersja rozpoznawcza wyposa¿ona w aparaty fotograficzne nosi³a oznaczenie *Lim-6R*.

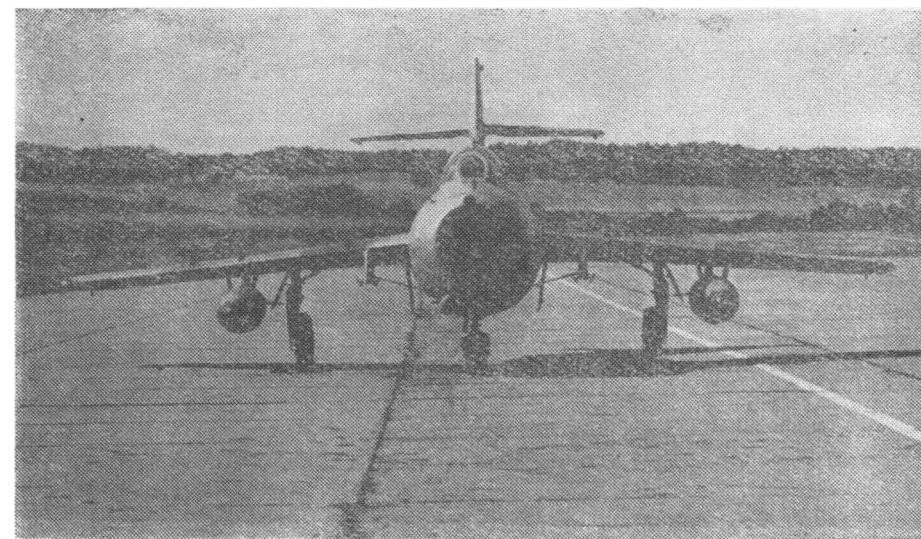
W wyniku dalszych prac modernizacyjnych wprowadzono w samolotach *Lim-6* zmiany w wyposa¿eniu i uzbrojeniu. W odleg³oœci 0,525 m od boku kad³uba zabudowano pod ka¿d¹ po³ówk¹ skrzyd³a oprofilowany wysiêgnik, usztywniony lekkim zastrza³em wspartym o kad³ub (rys. 39). Na wysiêgnikach wyposa¿onych w uniwersalne zamki mo¿na zawieszaæ dodatkowe uzbrojenie rakietowe (rys. 40) lub bombowe (rys. 41) w kombinacjach zale¿nych od wykonywanych zadañ. Prototyp zosta³ oblatany latem 1963 r. Samoloty w tej postaci otrzyma³y oznaczenie *Lim-6bis*, a egzemplarze wyposa¿one dodatkowo w zestaw aparatów fotograficznych, umieszczonych pod wypuk³¹ os³on¹ w spodzie, z przodu kad³uba, maj¹ oznaczenie *Lim-6bisR* (rys. 42). Zarówno jeden, jak i drugi samolot wchodzi³ w wyposa¿enie jednostek lotnictwa wsparcia i rozpoznania powietrznego Wojsk Lotniczych (rys. 43) oraz lotnictwa Marynarki Wojennej (rys. 44). Dla wsparcia taktycznego wojsk l¹dowych przystosowano równie¿ samoloty *Lim-5P*. W wersji myœliwsko-szturmowej maj¹ one oznaczenie *Lim-6M*.



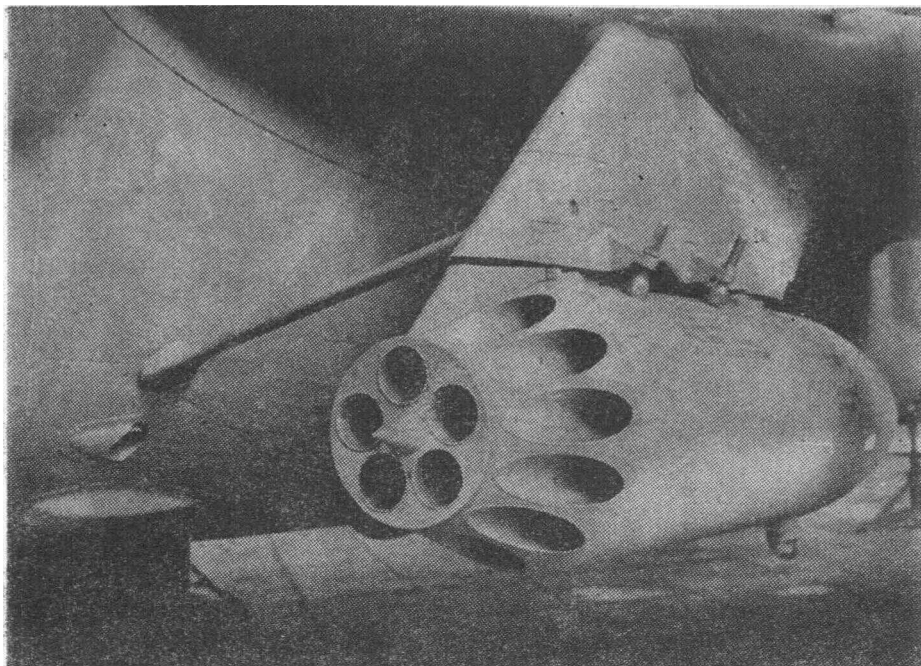
Rys. 37. Zasobnik spadochronu hamuj¹cego w samolocie *Lim-6* (fot. Janusz Szymañski)



Rys. 38. Samoloty *Lim-6* w locie (fot. Stanis³aw Syndoman)



Rys. 39. *Lim-6bis* z zabudowanymi wysiêgnikami, stanowi¹cymi wêz³y uzbrojenia dodatkowego (fot. Stanis³aw Syndoman)



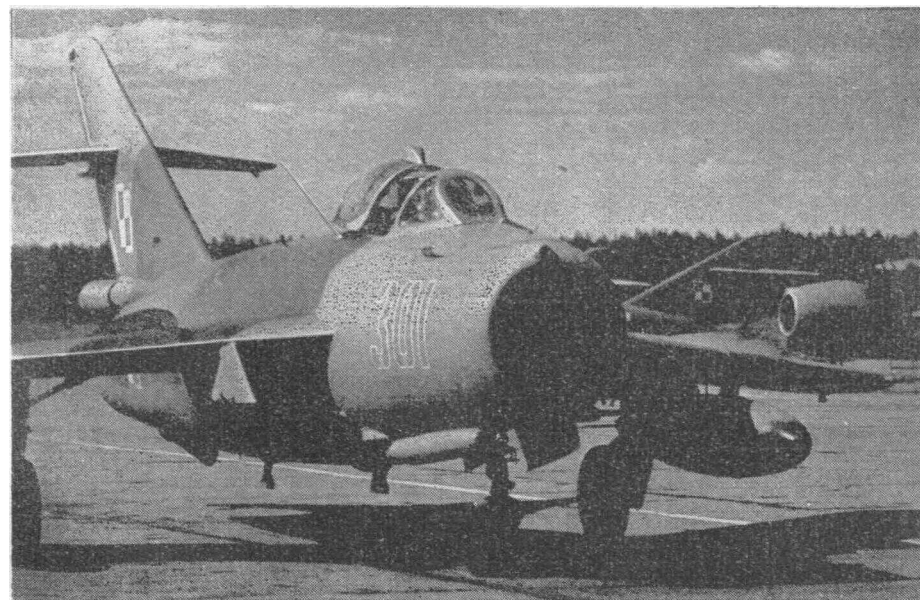
Rys. 40. Wyrzutnia niekierowanych pocisków rakietowych na samolocie *Lim-6bis* (fot. Andrzej Morgała)



Rys. 42. Wersja rozpoznawcza *Lim-6bisR* (fot. WAF)



Rys. 41. Uzbrojenie bombowe na samolocie *Lim-6bis* (fot. Stanisław Syndoman)



Rys. 43. *Lim-6bis* PWL (fot. Stanisław Syndoman)



Rys. 44. *Lim-6bis* lotnictwa Marynarki Wojennej (fot. Janusz Szymański)



Rys. 45. Ochronne malowanie maskuj¹ce samolotu *Lim-6bis* (fot. Stanisław Syndoman)

W przygotowanej na 22 VII 1969 r. defiladzie wojskowej w części lotniczej samoloty *Lim-6bis* miały utworzyć szczyk w formie dwóch mieczy grunwaldzkich. Widok maszyn w tym szyku znany był mieszkańcom Warszawy z wcześniej odbywanych lotów próbnych nad stolicą¹. Niestety, niekorzystne warunki i niski pułap chmur uniemożliwiły przeprowadzenie lotów w dniu święta. Do dzisiaj zachowały się jedynie nieliczne zdjęcia z koncentracji samolotów przed startem i z lotów treningowych nad trasą pochodu.

Pod koniec lat sześćdziesiątych samoloty *Lim-6bis* otrzymały efektowne malowanie maskujące w barwach ochronnych, odróżniające je charakterystycznym kolorytem od samolotów innych rodzajów lotnictwa (rys. 45). Kolorowe *Lim-6bis* wzięły udział w defiladzie lotniczej podczas wielkiej Parady XXX-lecia PRL na placu Defilad 22 VII 1974 r.

Samoloty myśliwsko-szturmowe z rodziny Lim stanowił nadal wypróbowany dobry sprzęt bojowy, przeznaczony do rozpoznania powietrznego i wsparcia wojsk na polu walki.

Przeznaczenie, konstrukcja, wyposażenie i uzbrojenie

Samolot *MiG-17* jest jednomiejscowym wielozadaniowym samolotem bojowym, mogącym wykonywać zadania: przechwytywania, eskortowania, bombardowania z lotu nurkowego oraz operacje wsparcia i rozpoznania powietrznego. Jest to jednosilnikowy średniopłat z silnikiem turbodoładowym, umieszczonym w kadłubie. Podwozie trójpodporowe, chowane w locie, usterzenie klasyczne (rys. 46).

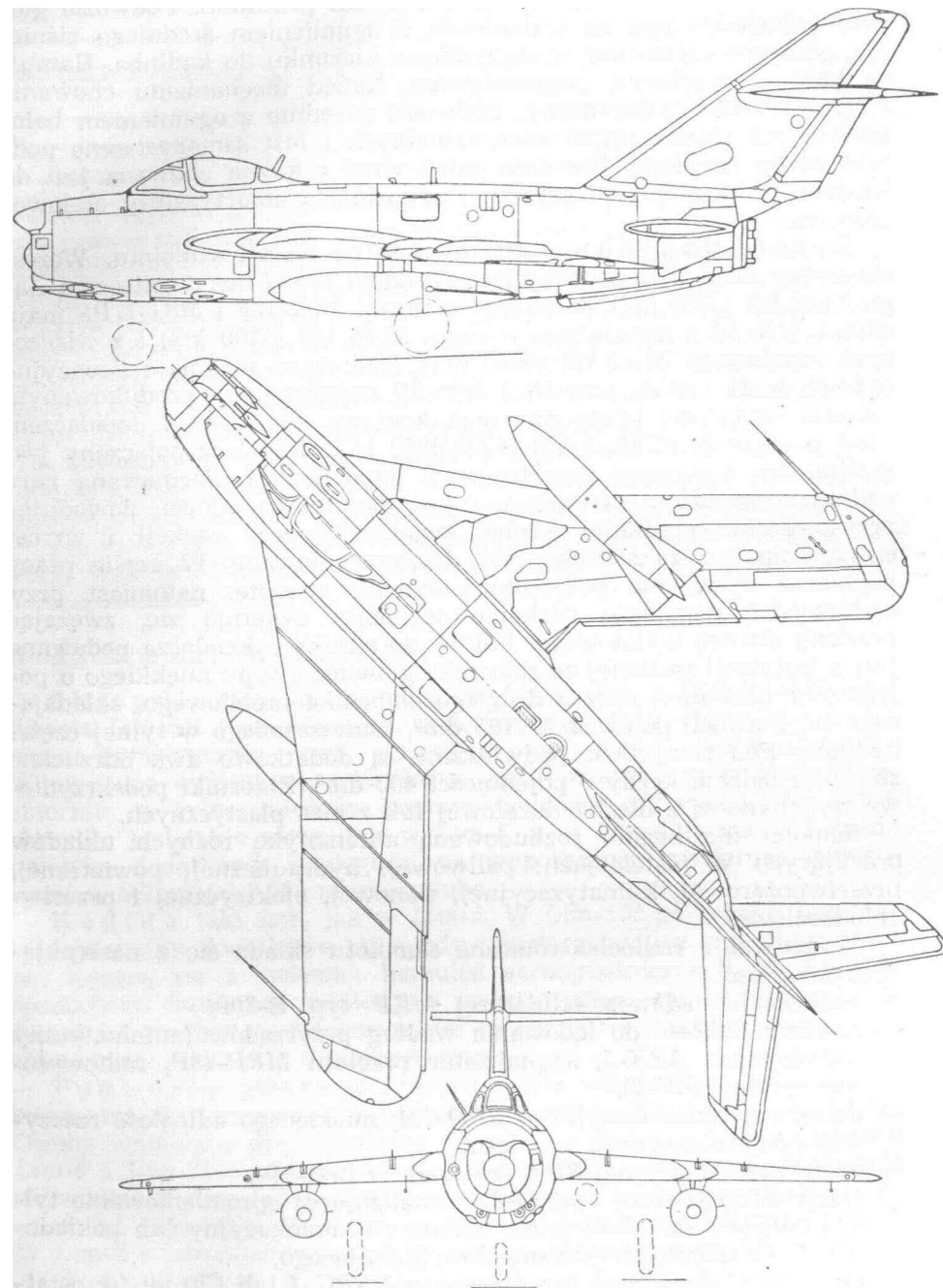
Skrzydło skośne, z ujemnym wzniosem konstrukcji Mikojana, zachowało podobny układ siłowy, co w *MiG-15* i *MiG-15bis*. Konstrukcja jednodźwigarowa z dźwigarem pomocniczym. Zastosowano natomiast nową geometrię, zmieniając cechy aerodynamiczne skrzydła. Obrys również zmieniono na dwutrapezowy, zwiększono powierzchnię nośną, a linię krawędzi natarcia ukształtowano w sposób zbliżony do wygiętej łukowo przez zastosowanie dwuskosu. Kąt zaklinowania wynosi $+1^\circ$, a kąt wzniosu — 3° . Zastosowano jednocześnie nowy bardziej efektywny profil laminarny. Na górnej powierzchni zabudowano po trzy kierownice strug powietrza, zapobiegające niekorzystnym zjawiskom aerodynamicznym i zwiększające skuteczność lotek. Pokrycie skrzydła wykonane jest z blachy duralowej o grubościach od 1,1 do 3,5 mm, mocowanej za pomocą nitów o wpuszczanych żełbkach. Lotki mają wewnętrzną kompensację aerodynamiczną. Na lewej lotce jest klapka wyważająca — trymer. Kłapy, poszerzające napędzane siłą hydraulicznie. Przy starcie kąt wychylenia kłap wynosi 20° , a przy lądowaniu 60° . Pod lewym skrzydłem znajduje się reflektor wychylany przy lądowaniu. Na krawędzi natarcia, przy końcówkach skrzydeł, zabudowano przeciwfalterowe wyważenia masowe w postaci prętów.

Kadłub ma kształt zbliżony do bryły obrotowej. Konstrukcja półskorupowa z pokryciem pracującym. Przednia część kadłuba złączona ze skrzydłami mieści uzbrojenie, części wyposażenia, kabinę zbiornik i wręgę mocującą silnik. W przodzie kadłuba znajduje się centralnie umieszczony chwyt powietrza oraz pionowa przegroda dzieląca tunel na dwa kanały, biegnące po bokach kadłuba. Nad wlotem w wystającą owiewkę znajduje się fotokarabin S-13. Wew-

n¹trz umieszczono akumulator, butle z tlenem, radiostacjê *R-800*, urz¹dzenie odzewowe *SRO-1*, zespó³ radiodalmierza *SRD-1N*. W spodzie jest luk przedniego podwozia, a za nim wnêka dla uzbrojenia artyleryjsko-strzeleckiego. W przedniej czêci kad³uba znajduje siê szczelna kabina typu wentylacyjnego. Os³ona kabiny jest dwuczêcio-
wa. W wiatrochronie, z przodu, znajduje siê p³aska szyba ze szk³a pancernego. Ruchoma czêca os³ony kabiny przesuwana jest do ty³u. Na wierzcho³ku tej czêci os³ony zabudowany jest peryskop. Do zabezpieczenia powierzchni oszklenia przed szronem s³uży cieczone urz¹dzenie przeciwooblodzeniowe. W wypadkach awaryjnych ruchoma czêca os³ony odrzucana jest do ty³u. Kabinê wyposażono w przyrz¹d tlenowy *KP-18*, zapewniaj¹cy normaln¹ pracê pilota na dużych wysoko³ciach lotu. Fotel pilota jest awaryjnie wyrzucany za pomoc¹ pironaboju, a po od³czeniu pilota opada na spadochronie ta³emowym. Dla u³atwienia zabudowania sprzêtu fotograficznego w spodzie kad³uba znajduje siê miejsce, w którym mo³na zamontowaæ aparaty fotograficzne *AFA*, os³oniête dodatkow¹ wannow¹ os³on¹. W spodzie kad³uba, pod kabin¹, znajduje siê czêca wyposażenia radioelektronicznego: radiowysoko³ciomierz *RW-2*, dwie przetwornice i odbiornik *ARU-5*. Za kabin¹ mieci siê w specjalnej przegrodzie elastyczny, gumowy, g³ówny zbiornik paliwa. Czêca przednia kad³uba zakończona jest stalow¹, wzmocnion¹ wrêg¹, do której zamocowany jest silnik *WK-1F*. Silnik, z kolei, wraz z ca³ym osprzêtem, rur¹ wylotow¹, dopalaczem i regulowan¹ dysz¹, mieci siê w tylnej, odejmowanej czêci kad³uba. Oprócz silnika znajduj¹ siê tam urz¹dzenia pomocnicze, napêdy sterów i drugi, metalowy zbiornik paliwa, obejmuj¹cy od spodu rurê wylotow¹. W spodzie tylnej czêci kad³uba, pod okienkami ze szk³a organicznego umieszczono kierunkowe anteny radiokompasu *ARU-5* i sygnalizatora przelotu *MRP-48P*. Po bokach, przy końcu kad³uba, znajduj¹ siê kłapy hamulców aerodynamicznych, napêdzanych mechanizmem hydraulicznym. Wychylenia kłap s¹ zsynchronizowane. Si³owniki wystaj¹ce na zewn¹trz obrysu kad³uba ukryte s¹ pod kropłowymi d³ugimi owiewkami zachodz¹cymi na kłapy hamulców. Pod spodem kad³uba zamocowany jest grzebień zwiêkszaj¹cy powierzchnię boczn¹ maszyny i poprawiaj¹cy w³aciwo³ci samolotu w locie. Grzebień zakończony jest piêtk¹, spe³niaj¹c¹ funkcjê zde-
rzaka przy zetknięciu siê ty³u samolotu z ziemi¹.

W *Lim-5P* przód kad³uba jest ca³kowicie przebudowany i mieci anteny stacji radiolokacyjnej w os³onach tworz¹cych daszek nad wlotem powietrza i kopu³kê na przegrodzie tunelu wlotowego. Fotokarabin *S-13* w tej wersji samolotu umieszczony jest z prawej strony wlotu. Przed³użona czêca przednia kad³uba mieci wiêsz¹ ilo³ce aparatury elektronicznej. Wiatrochron zosta³ równie³ przed³u-
żony dla pomieszczenia czêci aparatury radiolokacyjnej.

Usterzenie — ze skosem: pionowe o k¹cie 60° i poziome o k¹-
cie 45°. Konstrukcja pó³skorupowa. Statecznik pionowy stanowi inte-
graln¹ czêca kad³uba i mieci w sobie czêca aparatury: blok stacji
alarmuj¹cej, przetwornicê, żyrokompas i wzmacniacz magnetyczny
żyrokompasu. Statecznik poziomy jest zamocowany do statecznika
pionowego. W miejscu po³1czenia wyprowadzona jest do ty³u owiewka
mieszcz¹ca w sobie pojemnik stacji alarmuj¹cej ochrony tylnej pó³-
sfery samolotu i bia³e œwiat³o pozycyjne. Na lewej pó³ówce steru
wysoko³ci znajduje siê kłapka wywa³aj¹ca (trymer). Dla zmniejszê-



Rys. 46. Sylwetka samolotu *MIG-17PF (Lim-5P)*

ni¹ si³ na dr¹żku sterowym i peda³ach zabudowano w napêdnie sterów i lotek wzmacniacz hydrauliczny *BU-1U* o prze³ożeniu l : 23.

Podwozie — trójpodporowe z ko³em przednim. Podwozie g³ówne jednogoleniowe na wahaczach, z ogumieniem średniego ciśnienia, chowane ca³kowicie w skrzyd³a, w kierunku do kad³uba. Hamulce kó³ — szczêkowe, pneumatyczne. Napêd mechanizmu chowania i wypuszczania hydrauliczny. Podwozie przednie z ogumieniem balonowym ma t³umik drgań samowzbudnych i jest samonastawne podczas ruchu na ziemi. Przednia goleń wraz z ko³em chowana jest do kad³uba w kierunku do przodu. Podwozie ma amortyzatory olejowo—gazowe.

Zespó³ napêdowy zależny jest od wersji samolotu. Wczesnoseryjny *MiG-17* napêdzany jest silnikiem *WK-1* bez dopalacza o ci¹gu 26,46 kN (2700 kG). Samoloty w wersji *MiG-17F* i *MiG-17PF* maj¹ silniki *WK-1F* z dopalaczem o ci¹gu 26,46 kN (2700 kG) i z w³czonym dopalaczem 32,12 kN (3380 kG). Budowane w Polsce licencyjne odpowiedniki *Lim-5*, *Lim-5R* i *Lim-5P* napêdzane s¹ produkowanym również w ca³oeci przez przemys³ krajowy silnikiem z dopalaczem *Lis-5* o ci¹gu 26,46/33,12 kN (2700/3380 kG). Dopalcz po³iczony jest z silnikiem i stanowi przed³użon¹ i odpowiednio uformowan¹ rurê wylotowa, w któr¹ wtryskiwane jest dodatkowo paliwo, powoduj¹c przyspieszenie prêdkoeci gazów, zwiększenie si³y reakcji i wzrost ci¹gu. Dopalcz zakończony jest dysz¹ regulowan¹. W czasie pracy dopalacza dysza ma po³ożenie ca³kowite otwarte, natomiast przy wy³czonym dopalaczu ruchome segmenty zwieraj¹ siê, zwêżaj¹c przekrój otworu wylotowego. Paliwo do silnika i dopalacza podawane jest z instalacji zasilanej ze zbiornika g³ównego, typu miêkkiego o pojemnoeci 1200 dm³, oraz z drugiego zbiornika metalowego, sk³adaj¹-cego siê z dwóch po³ówek 2 X 165 dm³, umieszczonego w tylnej czêci kad³uba. Pod skrzyd³em podwieszane s¹ dodatkowo dwa odrzucane zbiorniki paliwa, każdy o pojemnoeci 400 dm³. Zbiorniki podskrzyd³owe wykonane s¹ z blachy duralowej lub z mas plastycznych.

Samolot ma bogato rozbudowan¹ automatykê różnych uk³adów pracuj¹cych w instalacjach: paliwowej, hydraulicznej, powietrznej, przeciwpożarowej, klimatyzacyjnej, tlenowej, elektrycznej i przeciwoblodzeniowej.

Wyposażenie radioelektroniczne samolotu sk³ada siê z nastêpuj¹-cych urz¹dzeń:

- radiostacji nadawczo-odbiorczej UKF typ *R-800*,
- zestawu *OSP-48* do l¹dowania wed³ug przyrz¹dów (automatyczny radiokompas *ARK-5*, sygnalizator przelotu *MRP-48P*, radiowysokoeciomierz *RW-2*),
- dalmierza radiolokacyjnego *SRD-1M*, mierz¹cego odleg³oæ rzeczywi¹st¹ od atakowanego samolotu,
- stacji radiolokacyjnej *RP-5 Izumrud* (w *Lim-5P*),
- stacji ostrzegawczej *Syrena-2*, sygnalizuj¹cej opromieniowanie tylnej pó³sfery samolotu przez dalmierz radiolokacyjny lub pok³adow¹ stacjê radiolokacyjn¹ samolotu atakuj¹cego,
- aparatury odzewowej (rozpoznawczej) *SRO-1* lub *Chrom* (w ostatnich seriach *Lim*).

Uzbrojenie artyleryjsko-strzeleckie sk³ada siê z trzech dzia³ek i jest zależne od wersji samolotu:

Podobnie jak w *MiG-15* uzbrojenie znajduje siê na opuszczanej

Wersja	Typ broni	Kaliber [mm]	Liczba	Zapas amunicji
<i>Lim-5 (MiG- 17F)</i> , <i>Lim-5 R</i>	<i>N-37D</i> <i>NR-23</i>	37 23	1 2	40 2x80
<i>Lim-5P (MiG- 17PF)</i>	<i>NR-23</i>	23	3	3x80

lawecie, wyposażonej w podnośnik. W czasie pracy przy uzbrojeniu ca³1 lawetê opuszcza siê, przez co uzyskuje siê swobodny dostêp do agregatów uzbrojenia artyleryjsko-strzeleckiego. Uzbrojenie bombowe sk³ada siê z dwóch bomb o wagomiarze 50 lub 100 kg, podwieszonych w zamkach—wyrzutnikach *D-4-50*, zamiast dodatkowych zbiorników paliwa. Celowanie dokonywane jest za pomoc¹ odleg³oeciowego automatycznego celownika optycznego *ASP-3WM*, który może by¹ użyty jednocześnie z radiodalmierzem *SRD-1M*. W *Lim-5P* celowanie odbywa siê również za pomoc¹ stacji radiolokacyjnej *RP-5 Izumrud*. Zabudowany w przodzie kad³uba fotokarabin *S-13* przeznaczony jest do automatycznej kontroli wyników strzelania, jak również do szkolnego fotostrelania i fotobombardowania z lotu nurkowego.

Zabudowana w stateczniku pionowym (z prawej strony blisko nasady) elektrorakietnica *EKSR-46* ma cztery rakiety sygnalizacyjne o różnym zestawie barw.

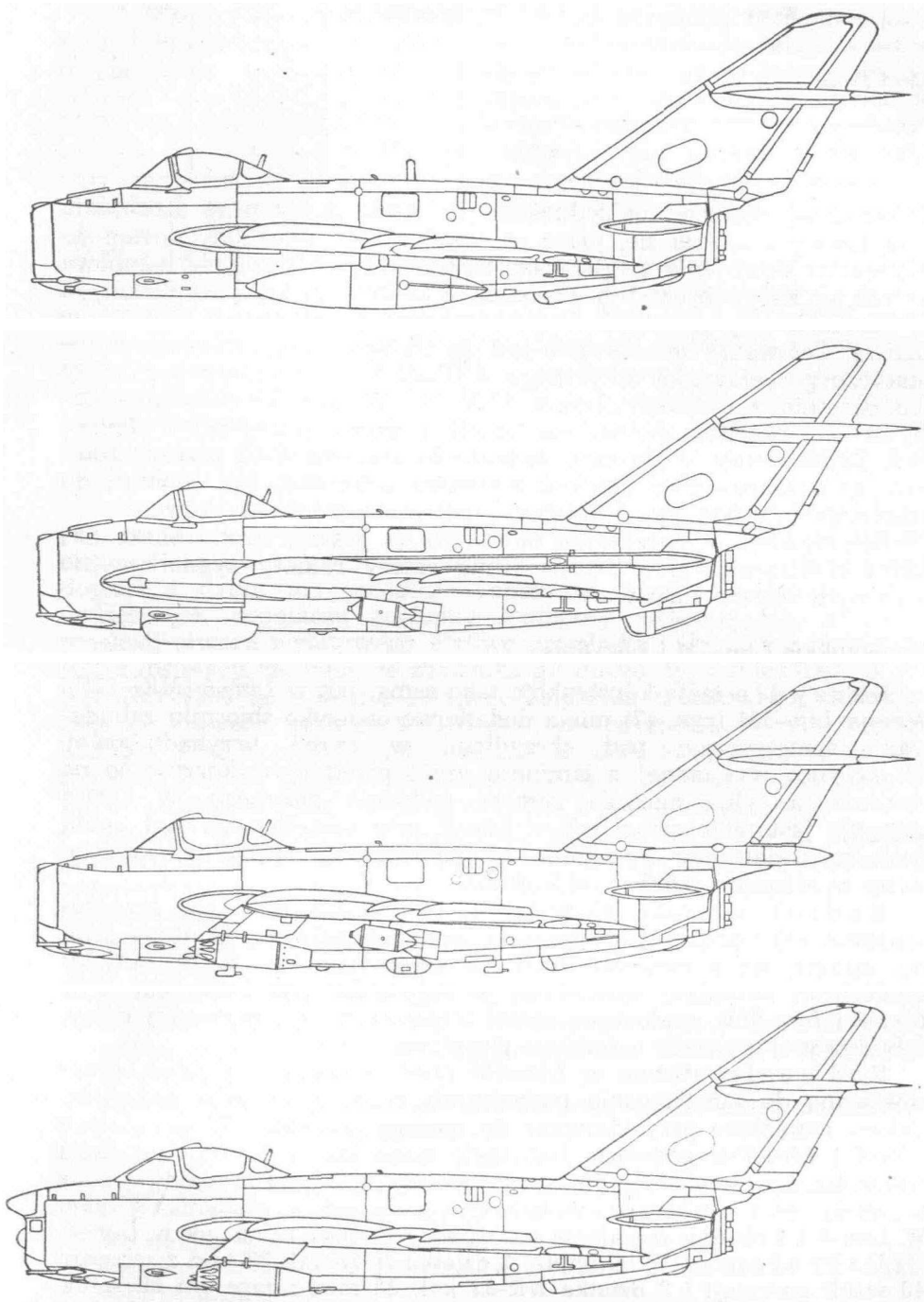
Konstrukcja Lim-5M i Lim-6bis

Skrzyd³a maj¹ konstrukcjê tak¹ sam¹, jak w *Lim-5 (MiG-17F)*. Wersja *Lim-5M* (rys. 47) mia³a dodatkowe owiewko-zbiorniki zabudowane symetrycznie pod skrzyd³ami w czêci przykad³ubowej. W owiewce wykonanej z laminatu czêæ przedni¹ wykorzystano na zbiornik, a tylna mieci³a komorê podwozia g³ównego. W *Lim-6* skrzyd³o jest takie samo, jak w *Lim-5*, a w *Lim-6bis* ma pod ka³d¹ po³ówk¹ dodatkowy wysięgnik, na wyposażenie specjalne, zamocowany w odleg³oeci 0,525 m od kad³uba.

Kad³ub taki sam, jak w *Lim-5*. W *Lim-5M* po bokach przeprowadzone by³y dodatkowe przewody instalacji paliwa pod d³ug¹ os³on¹, ³icz¹c¹ siê z owiewk¹ hamulca aerodynamicznego. W *Lim-5M* spadochron hamuj¹cy mieci³ siê w pojemniku pod kad³ubem, a w *Lim-6* i *Lim-6bis* spadochron zosta³ umieszczony w op³ywowej iglicy, zabudowanej u nasady usterzenia pionowego.

Podwozie g³ówne w *Lim-5M* mia³o wzmocon¹ goleń, przystosowan¹ do zamocowania podwójnych piast. Ko³a by³y podwójne. Os³ony zmienione przystosowane do nowego podwozia. W samolotach *Lim-6* i *Lim-6bis* podwozie jest takie samo jak w *Lim-5*. Instalacja paliwowa w *Lim-5M* powiększona zosta³a o 2 podskrzyd³owe sta³e zbiorniki oraz zmieniona w zakresie po³iczeń i zasilania silnika. W *Lim-6* i *Lim-6bis* instalacja paliwowa jest taka sama jak w *Lim-5*.

Uzbrojenie. W kad³ubie: 1 dzia³ko *N-37* ka³. 37 mm z zapasem 40 sztuk amunicji i 2 dzia³ka *NR-23* ka³. 23 mm z zapasem 80 sztuk amunicji na 1 dzia³ko. Pod skrzyd³ami na wysięgnikach przy kad³ubie zawieszane s¹ 2 wyrzutnie kasetowe ka³da z 16 npr ka³. 57 mm lub 2 bomby 50—100 kg. Zrzut bomb mo³e siê odby¹ z lotu poziomego lub nurkowego.



MiG-17F (Lim-5), Lim-5MR, Lim-6bis Lim-6M

Dane techniczne samolotów MiG-17

Wyszczególnienie	Jednostka miary	MiG-17	MiG-17F Lim-5	MiG-17PF Lim-SP
Rozpiętość	m	9,628	9,628	9,628
Długość	m	11,260	11,260	11,680
Wysokość	m	3,800	3,800	3,800
Powierzchnia nośna	m ²	22,60	22,60	22,60
Masa własna	kg	3798	3920	4182
Masa użyteczna	kg	1404	1425	1438
Masa całkowita normalna	kg	5202	5345	5620
Masa całkowita maksymalna	kg	5932	6075	6350
Prędkość maksymalna na wysokości	km/h	1114	1097	1074
	m	2000	3000	4000
Prędkość maksymalna z włączonym dopalaczem, na wysokości	km/h	—	1145	1121
	m	—	3000	4000
Prędkość minimalna	km/h	300	300	300
Prędkość lądowania	km/h	180	180	180
Wznoszenie	m/s	47	65	55
Pułap	m	15600	16600	15850
Zasięg z dodatkowymi zbiornikami paliwa	km	2150	1980	1930
Czas trwania lotu	h,min	2h53 min	2h53 min	2h39 min

Na przełomie lat czterdziestych i pięćdziesiątych radzieckie biura doświadczalno-konstrukcyjne przystąpiły do prac nad projektami nadźwiękowych samolotów bojowych, przystosowanych do operacji niszczenia celów naziemnych, jak również do przechwytywania i niszczenia samolotów przeciwnika zarówno w dzień, jak i w nocy oraz w trudnych warunkach atmosferycznych.

Biuro kierowane przez Artiomu I. Mikojana i Michaiła J. Gurewicza opracowało wówczas kilka maszyn doświadczalnych, oznaczo-

nych m.in. symbolami: I-350 (M), I-360 (SM) oraz I-370 (I). Samolot I-350 napędzany silnikiem TR-3A zosta³ oblatany 16 V 1951 r. Nastêpny I-360 (SM-2), z dwoma silnikami AM-5, wykona³ pierwszy lot 27 V 1952 r. Rok póŹniej zbudowano kolejny samolot I-370, napêdzany silnikiem z dopalaczem WK-5F.

Po zakoŹczeniu programu prób i badaŹ w locie wybrano samolot I-360 (SM-2) jako najbardziej odpowiadaj¹cy wymaganiom stawianym przez lotnictwo wojskowe. Maszyna ta znacznie odbiega³a koncepcj¹ od rodziny MiG-15/17. Masywny kad³ub, zaprojektowany zgodnie z aktualnymi wymaganiami, skrzyd³a o duŹym skosie i znacznej zbieŹnoœci, skoŹne usterzenie oraz dwa silniki umieszczone obok siebie w tyle kad³uba tworzy³y interesuj¹c¹ ca³oœæ, kojarz¹c¹ siê z niedawnymi wizjami supersonicznego samolotu przysz³oœci.

Oryginalny równoleg³y uk³ad dwóch silników w kad³ubie by³ moŹliwy do zrealizowania dziêki ma³ym gabarytom nowego silnika AM-5 konstrukcji Mikulina, produkcjê którego rozpocz¹³ w³wczas radziecki przemys³ lotniczy. Dziêki niskiej masie i duŹemu ci¹gowi silniki te odznacza³y siê ma³ym obci¹żeniem jednostkowym. Dla zwiêkszenia zasiêgu zak³adano moŹliwoœæ lotu z jednym silnikiem wy³¹czonym, co by³o szczególnie przydatne w lotach eskortowych. W tym czasie rozw¹zano wiele problemów po³¹czonych z zagadnieniem lotów naddŹwiêkowych. Dziêki doœwiadczeniom i wnioskowi, otrzymanym z badaŹ i prób, moŹna by³o w praktyce sprawdzaæ s³usznœæ za³oŹeŹ konstrukcyjnych i wprowadzaæ niezbêdne poprawki. Okres ten trwa³ stosunkowo d³ugo, wkroczo³o bowiem w ma³o znany ze strony praktycznej obszar prêdkoœci naddŹwiêkowych, w których wystêpowa³y nowe zjawiska aerodynamiczne i inne problemy, zwi¹zane m.in. z aerosprêŹystoœci¹ i wytrzyma³oœci¹ konstrukcji. Lot szybki nasuwa³ bowiem wiele zagadnieŹ, których rozwi¹zanie by³o moŹliwe dopiero dziêki rozwojowi róŹnych dyscyplin nauki, zw³aszcza zajmuj¹cych siê zjawiskami wynikaj¹cymi ze wzajemnego oddzia³ywania si³ aerodynamicznych, si³ masowych i si³ sprêŹystych konstrukcji.

Po zakoŹczeniu wszechstronnych prób do produkcji seryjnej zosta³ wprowadzony model wzorcowy SM-9, który stanowi³ koŹcowy efekt prac instytutów badawczo-naukowych, biur konstrukcyjnych i wytwórni lotniczej. Seryjny samolot, który otrzyma³ oznaczenie MiG-19, by³ napêdzany dwoma silnikami AM-5F, a uzbrojenie artyleryjsko-strzeleckie sk³ada³o siê z dzia³ka N-37D, umieszczonego w kad³ubie i dwóch dzia³ek NR-23, zabudowanych w przykad³ubowej partii obu p³ówek skrzyd³a. Pierwszy MiG-19 zosta³ oblatany 5 XI 1954 r., a wiêksza partia seryjnych maszyn zosta³a skierowana do jednostek radzieckiego lotnictwa myœliwskiego juŹ pod koniec 1954 r. Publicznie zademonstrowano je po raz pierwszy w locie, podczas obchodów Źwiêta Lotnictwa na lotnisku Tuszyno w 1955 r.

Łatwoœæ dokonywania przelotu na jednym silniku i znaczne wyd³uŹenie czasu lotu stwarza³y moŹliwoœæ stosowania samolotu do os³ony wypraw bombowych. Taktyka lotnictwa bombowego ulega³a jednak przeobraŹeniom, a po pewnym okresie eksploatacji MiG-19 oceniono jednak jego wiêksz¹ przydatnoœæ w roli samolotu frontowego, przeznaczonego do taktycznych operacji wsparcia wojsk l¹dowych, jak równieŹ do przechwytywania samolotów nieprzyjaciela.

W miêdzy czasie opracowano now¹ wersjê MiG-19S w dwóch odmianach: pierwszej nawi¹zuj¹cej do poprzedniej, z takim samym

centralnym chwytem powietrza do silnika i przegrod¹ tunelu w kad³ubie, oraz drug¹ z przed³uŹonym przodem i regulowanym stoŹkiem na wlocie. Do produkcji oddano pierwsz¹ odmianê z wprowadzonymi zmianami konstrukcyjnymi. Dla bardziej efektywnego dzia³ania zastosowano trzeci hamulec aerodynamiczny zabudowany pod kad³ubem (poprzednia wersja mia³a tylko dwa hamulce zabudowane symetrycznie po bokach kad³uba). Na skrzyd³ach zwiêkszo³o powierzchniê boczn¹ grzebieni aerodynamicznych. Zastosowano nowe silniki RD-9B z dopalaczem. Uzbrowienie wymieniono na 3 dzia³ka nowego typu NR-30 ka³. 30 mm, o szybkostrzelnoœci 900 strza³ów na minutê. Pod skrzyd³em zawieszane by³y kasetowe wyrzutnie rakietowe typu S-5. Dla skrócenia dobiegu zastosowano po raz pierwszy na seryjnych myœliwcach taêmowy spadochron hamuj¹cy. MiG-19S otrzyma³ p³ytowe usterzenie poziome wraz z uk³adem automatycznej regulacji si³ na sterownicy i k¹tów wychyleŹ usterzenia. Rozwi¹zanie to w znacznym stopniu zwiêkszy³o moŹliwoœæ manewrowania samolotem, umoŹliwiaj¹c jednakowy sposób pilotowania na róŹnych zakresach lotu.

Nastêpnymi wersjami rozwojowymi by³y MiG-19SF ze zmodyfikowanym silnikiem RD-9BF o ci¹gu 25,48/31,85 kN (2600/3250 kG) i uzbrojony w 2 dzia³ka NR-30 oraz MiG-19SW przeznaczony do wsparcia wojsk l¹dowych, uzbrojony w dzia³ka kalibru N-37D ka³. 37 mm.

Wszystkie dotychczas zbudowane wersje przeznaczone by³y do operacji taktycznych na froncie i przechwytywania samolotów w warunkach pe³nej widocznoœci. Dla umoŹliwienia eksploatacji samolotu w nocy i w trudnych warunkach atmosferycznych opracowano now¹ wersjê MiG-19P, wyposaŹon¹ w pok³adow¹ stacjê wykrywania i celowania RP-5. Samolot przeznaczony by³ do przechwytywania samolotów przeciwnika przy wspó³pracy z naziemnymi stacjami radiolokacyjnymi. Urz¹dzenie RP-5, o duŹym zasiêgu, pozwala na wykrycie celów znajduj¹cych siê w przedniej pó³sferze oraz na naprowadzenie samolotu na cel wed³ug wskazaŹ ekranu celownika po wybraniu dogodnego dla pilota kierunku do atakowania.

Aby umieœciæ aparaturê radiolokacyjn¹, wprowadzono niezbêdne zmiany konstrukcyjne. Przód kad³uba MiG-19P przed³uŹono o 0,9 m. Celem uzyskania w³aœciwego roz³oŹenia mas usuniêto dzia³ko kad³ubowe NR-30. W przedzie przed kabin¹ pilota umieszczono bloki aparatury radiolokacyjnej. Sam wlot powietrza zosta³ równieŹ przekonstruowany. Od góry ukszta³towano charakterystyczny daszek podobny do wysuniêtej wargi, który tworzy³a os³ona z laminatu, kryj¹ca antenê poszukuj¹c¹. Na œrodku przegrody w tunelu wlotowym umieszczono stoŹkow¹ kopu³kê z laminatu, os³aniaj¹c¹ antenê œledz¹c¹ celowania. Fotokarabin zosta³ przesuniêty na praw¹ stronê kad³uba. Podwozie przednie przemieszczono bardziej do przodu. Sonda prêdkoœciomierza zosta³a przeniesiona spod kad³uba na koŹcówkê prawego skrzyd³a. Z luf dzia³ek skrzyd³owych NR-30 usuniêto aerodynamiczne hamulce odrzutu. Zmniejszono równieŹ ekrany z blach stalowych po bokach kad³uba, obok wylotów z luf dzia³ek skrzyd³owych. Zastosowanie aparatury radiolokacyjnej spowodowa³o koniecznoœæ dokonania zmian w wyposaŹeniu kabiny pilota i instalacjach samolotu. MiG-19P móg³ byæ uŹywany zarówno do przechwytywania, jak równieŹ do operacji wsparcia ogniem wojsk l¹dowych.

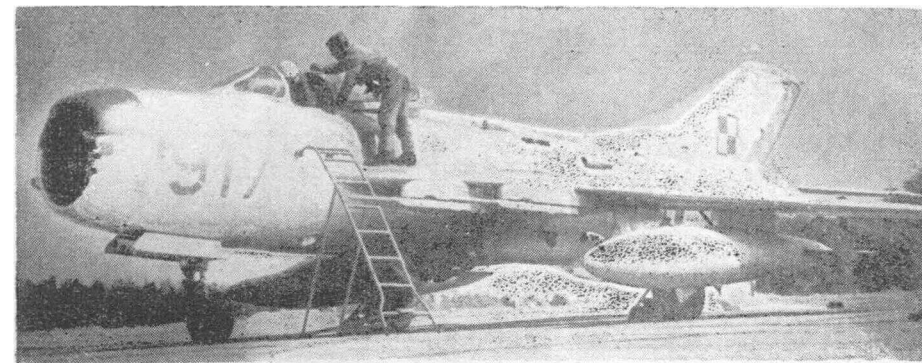
Nastêpna wersja rozwojowa MiG-19PM otrzyma³a zmienione uzbrojenie w postaci czterech kierowanych pocisków rakietowych RS-2U.

Zrezygnowano przy tym z 2 działek skrzydłowych NR-30, jak również podskrzydłowych wyrzutni kasetowych typu S-5. Zastosowano również nową stację radiolokacyjną RR-2U lub RR-20, specjalnie przystosowaną do strzelania pociskami RS-2U.

Wersje MiG-19S, MiG-19P i MiG-19PM były budowane w największych ilościach spośród wyprodukowanych maszyn tego typu. Oprócz poprzednio wymienionych wersji istniała również MiG-19PN, różniła się od poprzednich konstrukcją osłony kabiny — podobną, jak zastosowano w ostatnich seriach MiG-21. Dla potrzeb rozpoznania powietrznego opracowano MiG-19R, mający zestaw aparatów fotograficznych umieszczonych z przodu po prawej stronie kadłuba, w miejscu kadłubowego działka NR-30.

Prace nad rozwojem samolotu trwały bez przerwy. W 1955 r. oblatano egzemplarz doświadczalny SM-10, przeznaczony do prób tankowania w powietrzu ze zbiornikowca, stanowił wersję samolotu Tu-16. Dwa lata później ukazał się prototyp SM-12PM napędzany dwoma silnikami RD-9B, mający zmieniony wlot powietrza wyposażony w regulowany stożek. W rzucie bocznym samolot przypominał późniejsze prototypy MiG-21 z serii oznaczonej literą E. Dzięki pracom studyjnym i doświadczeniom dokonany na SM-12PM, a wykorzystany później przy projektowaniu i budowie samolotów doświadczalnych E, maszyna ta stała się przedprototypem MiG-21, w którym zastosowano rozwiązania zbadane w locie na SM-12PM. W 1958 r. oblatano odmianę SM-12PMU, napędzaną dwoma dodatkowymi silnikami rakietowymi typu RU-01S na paliwo ciekłe. Na samolocie tym osiągnięto prędkość 1930 km/h i pułap 24000 m. Do badań nad problemami startu spoza lotniska przeznaczony był prototyp SM-30 wyposażony w pomocnicze silniki rakietowe na paliwo stałe. Start następował ze specjalnej wyrzutni przenośnej, a silniki pomocnicze były odrzucane po zakończeniu pracy i nabraniu prędkości przez samolot. Maszyna była przeznaczona do zwalczania samolotów rozpoznawczych U-2. Ostatni doświadczalny MiG-19 (SM-50) z 1959 r. miał dwa dodatkowe silniki rakietowe U-19, pozwalające na osiągnięcie pułapu 20000 m w 8 min i na rozwinięcie prędkości 1800 km/h.

MiG-19 był pierwszym samolotem seryjnym, którego prędkość eksploatacyjna w locie poziomym była wyższa od prędkości dźwięku ($M > 1$). Poprzednie typy maszyn seryjnych, jakkolwiek mogły osiągać wartości $M < 1$, rozwijały duże prędkości w locie ze zniżeniem lub w locie nurkowym. Na MiG-19 zastosowano po raz pierwszy na samolocie seryjnym w ZSRR usterzenie pływowe oraz nowy fotel wyrzucany z możliwością katapultowania, nawet w przypadku nieodrzucenia tylnego części osłony. Dzięki zaletom pilotażowym, korzystnym charakterystykom lotnym i walorom bojowym MiG-19 był określany jako jeden z najlepszych samolotów myśliwskich świata drugiej połowy lat pięćdziesiątych. Poza Związkiem Radzieckim maszyny te stanowiły wyposażenie lotnictwa państw Układu Warszawskiego oraz wchodziły do uzbrojenia lotnictwa Kuby, Egiptu, Iraku, Indonezji i Syrii. MiG-19S produkowany był z licencji przez czeskosłowacki przemysł lotniczy oraz przez ChRL, gdzie otrzymał nazwę Sze-n Jang F-6. Maszyny chińskiej produkcji eksportowano do Tanzanii i Pakistanu, gdzie w latach 60 tworzyły trzon lotnictwa myśliwskiego.



Rys. 48. Jeden z pierwszych samolotów MiG-19PM w lotnictwie polskim (fot. Janusz Szymański)

MiG-19 wprowadzono do wyposażenia jednostek myśliwskich ludowego Lotnictwa Polskiego w roku 1959 (rys. 48). Maszyny te zapoczątkowały u nas okres samolotów naddźwiękowych, mogły wykonywać loty z prędkościami odpowiadającymi $M < 1$ w pełnym zakresie wysokości — od lotów koszących przy powierzchni ziemi do praktycznego pułapu. Jednym z pierwszych polskich pilotów z grupy szkolących się wówczas na tych szybkich maszynach, który przekroczył w locie prędkość dźwięku, był por. pil. Roman Operacz.

Lotnictwo polskie użytkowało trzy wersje samolotu: MiG-19S, MiG-19P (rys. 49) i MiG-19PM. Maszyny te stały się znane z udziału w defiladach powietrznych, organizowanych z okazji obchodów rocznic i świąt państwowych. Po raz pierwszy zademonstrowano nowy samolot publiczności 22 VII 1959 r. w 15 rocznicę Świąta Odrodzenia. Nad trasę pochodu, nad ul. Marszałkowską, nadleciał od strony Ogrodu Saskiego pojedynczy MiG-19 prowadzony przez por. pil. Romana Operacza. Przed trybuną samolot wzniósł się pionowo do góry na wysokość kilku tysięcy metrów. Do zgromadzonych dotarł głośny huk świadczący o przekroczeniu bariery dźwięku. Drugi pokaz miał miejsce 22 VII 1960 r. podczas obchodów 550 rocznicy bitwy pod Grunwaldem. Pokazy lotnicze zakończył wówczas efektowny przelot w locie niskim piątki MiG-19. Maszyny te brały również udział w Defiladzie 20-lecia PRL 22 VII 1964 r. i podczas Parady 1000-lecia 22 VII 1966 r. zorganizowanej na placu Defilad w Warszawie. W naszych muzeach znajdują się dwa egzemplarze samolotów tego typu: MiG-19P w Muzeum Oręża Polskiego w Kołobrzegu i MiG-19PM w Muzeum Lotnictwa i Astronautyki w Krakowie (rys. 50).

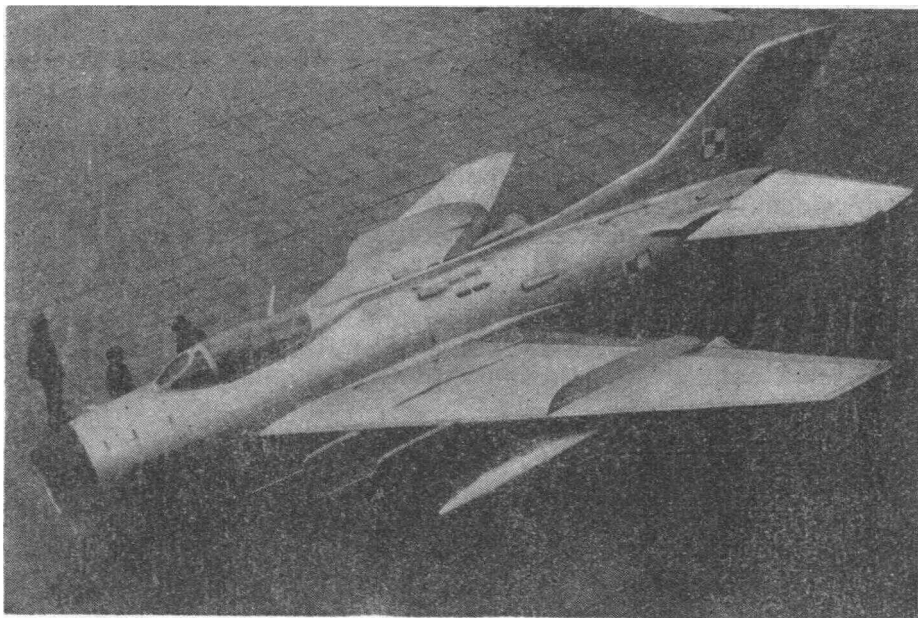
Przeznaczenie, konstrukcja, wyposażenie i uzbrojenie

Wielozadaniowy samolot bojowy MiG-19 przeznaczony jest do operacji wsparcia ogniem wojsk lądowych i do przechwytywania samolotów nieprzyjaciela w powietrzu i przystosowany do działania w trudnych warunkach atmosferycznych zarówno w dzień, jak i w nocy (rys. 51).

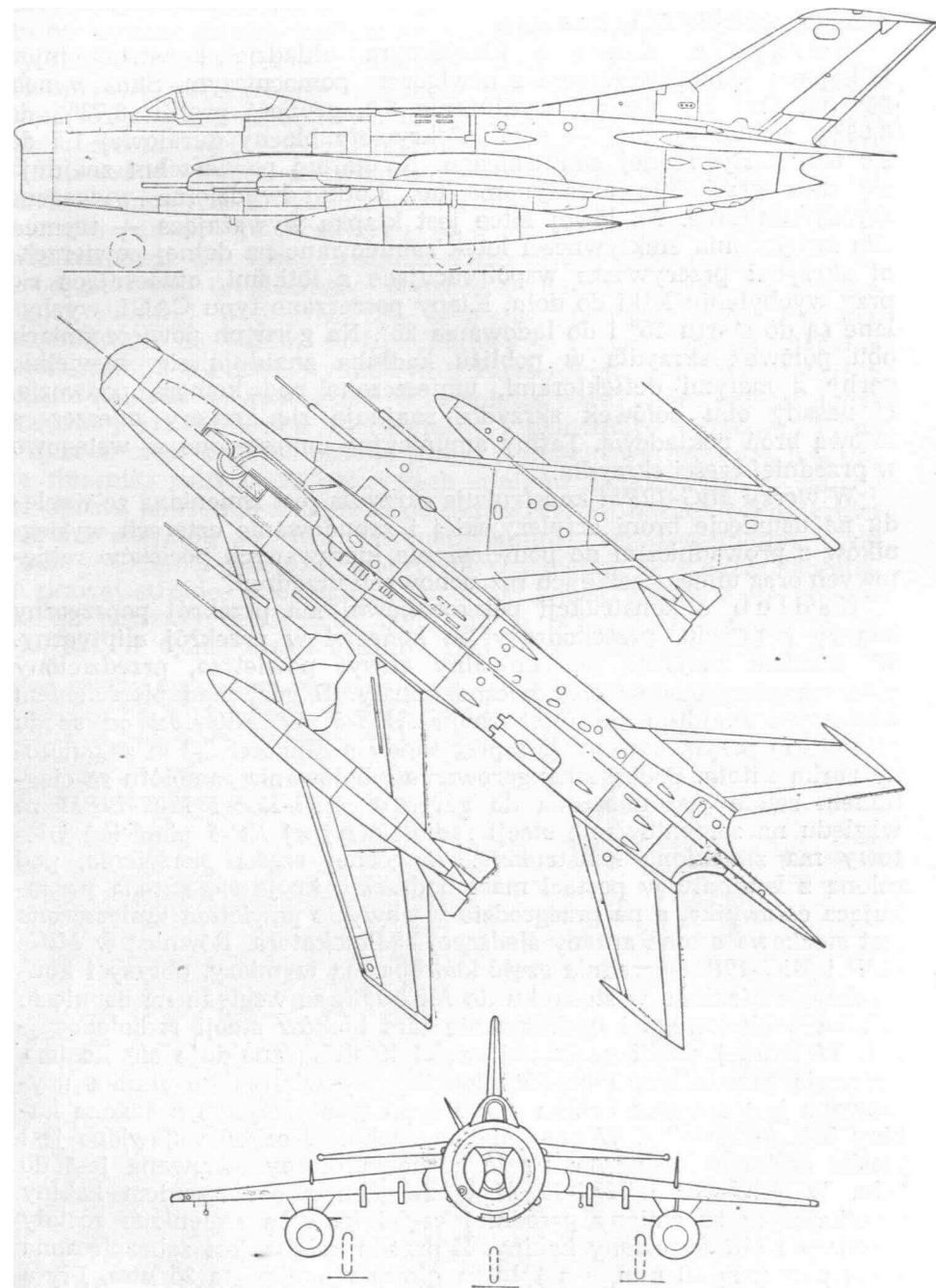
* Obecnie ppłk pil. klasy mistrzowskiej.



Rys. 49. Wersja MiG-19P (fot. Janusz Szymański)



Rys. 50. Samolot MiG-19PM w Muzeum Lotnictwa i Astronautyki w Krakowie (fot. Jan Hoffmann)



Rys. 51. Sylwetka samolotu MiG-19PM

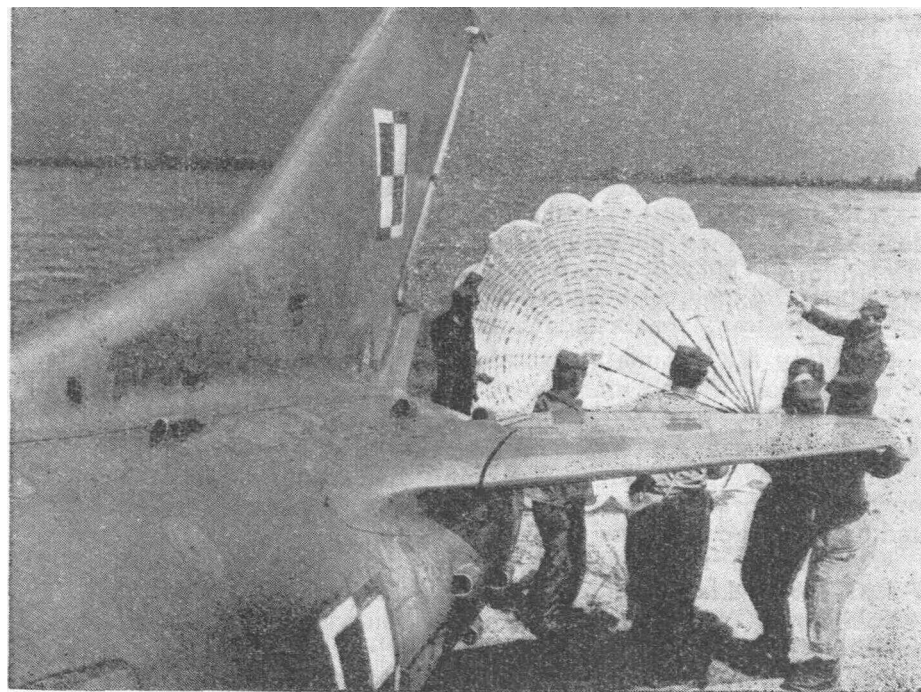
Wolnonośny średniopłat o konstrukcji półskorupowej całkowicie metalowy, ze skrzydłami o dużym skosie, pływającym usterzeniem poziomym i dwoma silnikami turboodrzutowymi, umieszczonymi równolegle, obok siebie w kadłubie.

Skrzydła skośne o klasycznym układzie konstrukcyjnym Mikołajowa: jednonośnikowe z dywigałem pomocniczym. Skos wynosi 55° (na linii 1/4 cięciw), wydłużenie 3,2, grubość profilu 8,73% do 8,00%, wznios ujemny — $4^\circ 30'$. Pokrycie z blachy duralowej 1,5 do 2,0 mm usztywnionej podłużnicami. Na górnej powierzchni znajdują się dwa grzebienie aerodynamiczne. Lotki dwudzielne wyważone aerodynamicznie. Na lewej lotce jest klapka wyważająca — trymer. Dla zwiększenia efektywności lotek zabudowano na dolnej powierzchni skrzydeł przerywacze współpracujące z lotkami, otwierające się przy wychyleniu lotki do dołu. Klapy poszerzane typu CAGI, wychylane są do startu 15° i do lądowania 25° . Na górnych powierzchniach obu półówek skrzydła w pobliżu kadłuba znajdują się niewielkie garby z małymi deflektorami, umieszczone nad komorą podwozia. U nasady obu półówek skrzydła znajdują się komory mieszczące lufy broni pokładowej. Taśmy amunicyjne umieszczone są wstęgowo w przedniej części skrzydła.

W wersji MiG-19PM konstrukcja skrzydła jest zmieniona ze względu na usunięcie broni artyleryjskiej i zabudowanie czterech wysięgników z prowadnicami do podwieszania kierowanych pocisków rakietowych oraz umieszczenie ich rozruchowych urządzeń.

Kadłub o konstrukcji półskorupowej ma przekrój poprzeczny kołowy z przodu, przechodzący ku końcowi w przekrój eliptyczny. W przodzie znajduje się centralny chwyt powietrza, przedzielony pionową przegrodą na dwa boczne kanały. U góry nad pierścieniem wlotowym znajduje się fotokarabin AKS-5. W MiG-19S od spodu pierścienia przymocowany jest pręt sondy o długości 2,3 m zakończony rurką Pitota. Podczas hangarowania i holowania samolotu za cięgnikiem sonda jest unoszona do góry. W MiG-19P i MiG-19PM ze względu na zamontowanie stacji radiolokacyjnej RP-5 pierścień wlotowy ma zmienioną konstrukcję. W górnej części pierścienia, pod osłoną z laminatu w postaci małego daszku, kryje się antena poszukująca celownika, a na przegrodzie w chwycie powietrza umieszczona jest stojkowa osłona anteny leżącej radiolokatora. Również w MiG-19P i MiG-19PM przednia część kadłuba ma wymiary, obrysy i konstrukcję, zmienione w stosunku do MiG-19S, ze względu na usunięcie działka pokładowego i umieszczanie tam bloków stacji radiolokacyjnej. W dalszej partii przedniej części kadłuba znajduje się komora podwozia przedniego. Pomiędzy kanałami powietrza do silnika usytuowana jest szczelna kabina pilota typu wentylacyjnego. Osłona kabiny jest dwudzielna. W przedniej nieruchomej części wstawiona jest paska szyba kuloodporna. Część ruchoma osłony odsuwana jest do tyłu. W MiG-19P i MiG-19PM w związku z poszerzeniem kabiny wynikającym ze zmiany przedniej części kadłuba zmienione zostały wymiary i obrysy osłony kabiny. Z przodu kabina jest zabezpieczona płytą pancerną 10 mm, a z tyłu za głową pilota płytą 25 mm. Płyta tylna służy jednocześnie jako zderzak do rozbicia osłony kabiny w przypadku nieodrzucenia ruchomej części osłony podczas awaryjnego opuszczania samolotu. Fotel pilota jest wyrzucany za pomocą naboju prochowego. W MiG-19PM zastosowano zmodernizowany system od-

rzucania osłony, w związku z tym zrezygnowano ze stosowania ciężkiego zderzaka. Pod kabiną pilota znajduje się II przedział wyposażenia radioelektronicznego, a w MiG-19S i MiG-19P dodatkowo z prawej strony komora działka kadłubowego NR-30. Po bokach kadłuba, przy wylotach luf z działek skrzydłowych, w MiG-19S i MiG-19P, pokrycie osłonięte jest ekranem z cienkiej blachy żaroodpornej, chroniącej konstrukcję przed szkodliwym działaniem termicznym i chemicznym gazów prochowych. MiG-19P ma osłony nieco mniejsze od MiG-19S, a MiG-19PM, wobec zlikwidowania działek skrzydłowych, nie ma blach ekranowych. Z tyłu za kabiną pilota znajdują się dwa główne zbiorniki paliwa typu miękkiego, ze ściankami z grubej gumy samozabliwiającej. Od spodu kadłuba zamocowany jest dolny hamulec aerodynamiczny uruchamiany siłownikiem hydraulicznym. Na wzmocnionej stalowej wródze nr 20, kończącej przednią część kadłuba, zamontowane są silniki turboodrzutowe z rurami przedłużającymi, dopalaczami i dyszami wylotowymi. Konstrukcyjny i eksploatacyjny podział kadłuba na dwie części w samolotach MiG umożliwia obsłudze naziemnej łatwy dostęp do montażu i demontażu silników. Tylna odłączana część kadłuba osłania silniki i mieści dwa następne metalowe zbiorniki paliwa. Na pokrywach silników zamocowane są żaluzje dla upustu powietrza z kadłuba do atmosfery. Po bokach tylnej części kadłuba znajdują się dwa następne hamulce aerodynamiczne, a od spodu grzebień, zakończony amortyzowaną piętą. W spodzie kadłuba, po prawej stronie, w odległości 1,0 m od końca, znajduje się pojemnik na taśmowy spadochron hamujący o powierzchni czaszy 15 m^2 (rys. 52). W tylnej części kadłuba, nad i pod usterzeniem poziomym,



Rys. 52. Spadochron hamujący samolotu MiG-19P (fot. Janusz Szymański)

rozlokowane s¹ chwytty powietrza do wtryskiwaczy dopalacza. Kad³ub zakończony jest charakterystycznie wyprofilowan¹ kształtk¹, tworząc¹ nad i pod przegrod¹ między silnikami op³ywowe owiewki.

Usterzenie pionowe, klasyczne, o konstrukcji pó³skorupowej. Ster kierunku ma wyważenie masowe. Usterzenie poziome jest p³ytowe. W uk³adzie sterowania ustawione s¹ wzmacniacze hydrauliczne (bustery). Ponadto w uk³adzie sterowania p³ytowego usterzenia poziomego zastosowano automat ARU-2A (lub ARU-2W), który samoczynnie bez udziału pilota zmienia prze³ożenie na odcinku dr¹ęek — usterzenie, w zależno¹ci od prędko¹ci przyrz¹dowej i wysoko¹ci lotu. Dzięki temu pilot w pe³nym zakresie prędko¹ci przyk³ada jednakow¹ si³e do dr¹ęka. W stateczniku pionowym MiG-19S i MiG-19P u góry mie¹ci się antena urz¹dzenia ostrzegawczego Syrena-2, a ni³ej blok aparatury tego urz¹dzenia. Do końcówek usterzenia p³ytowego przytwierdzone s¹ pręty masowego wyważenia przeciwlatterowego. W MiG-19PM, w zwi¹zku ze zdemontowaniem stacji Syrena-2, zmieniono końcówk¹e usterzenia pionowego. Samoloty tej wersji, od 8 serii, maj¹ na sterze kierunku zamocowany trymer, napędzany silnikiem elektrycznym.

Podwozie trójpodporowe, jednogoleniowe z wahaczem, amortyzatory olejowo-powietrzne. Podwozie g³ówne chowane jest w skrzyd³a, a podwozie przednie do kad³uba w kierunku do przodu. Na goleni podwozia przedniego umieszczony jest reflektor do l¹dowania. Napęd mechanizmu chowania zdwojony: eksploatacyjny-hydrauliczny i awaryjny-pneumatyczny. Wszystkie ko³a podwozia wyposażone s¹ w podwójne hamulce.

Zespó³ napędowy tworzą dwa silniki turboodrzutowe RD-9B z dopalaczem, ustawione równolegle obok siebie, symetrycznie względem osi pod³użnej samolotu. Ci¹g jednego silnika wynosi bez dopalacza 25,48 kN (2600 kG) i z w³iczonym dopalaczem 32,34 kN (3300 kG). Silnik na spr³ęark¹e osiow¹ i dwustopniow¹ turbin¹. Uk³ad paliwowy zasilany jest z czterech zbiorników kad³ubowych, o ³icznej pojemno¹ci różni¹cej się nieco w poszczególnych wersjach: MiG-19S — 2155 dm³, MiG-19P — 2160 dm³, MiG-19PM — 2130 dm³. Samolot może zabierać dwa podskrzyd³owe zbiorniki paliwa, zaprojektowane specjalnie dla MiG-19 o pojemno¹ci 760 dm³ ka³dy lub standardowe zbiorniki o pojemno¹ci 400 dm³, stosowane w samolotach Lim-5 i Lim-6bis.

Samoloty MiG-19 maj¹ rozbudowane uk³ady automatyki pracuj¹ce w instalacjach: dwóch niezależnych hydraulicznych, elektrycznej, odlodzenia os³ony kabiny, klimatyzacji i wentylacji kabiny, tlenowej i awaryjnego zrzutu fotela.

•ród³em energii elektrycznej pr¹du sta³ego s¹: akumulator pok³adowy i dwie pr¹dnice, spe³niaj¹ce zarazem rol¹e rozruszników. •ród³o pr¹du zmiennego stanowi¹ trzy przetwornice.

Wyposażenie radionawigacyjne zależne jest od wersji samolotu. W MiG-19S w sk³ad tego wyposażenia wchodzi¹:

- pok³adowa, radiostacja nadawczo-odbiorcza UKF RSIU-4 lub RSIU-4W,
- radiodalmierz SRD lub SRD-1M spr³ęony z celownikiem,
- zestaw urz¹dzeń OSP-48 do prowadzenia samolotu i l¹dowania bez widoczno¹ci ziemi, sk³adaj¹cy się z automatycznego radio-

- kompasu ARK-5, sygnalizatora przelotu MRP-48P i radiowysoko¹miernika ma³ych wysoko¹ci RW-2,
- radiolokacyjne urz¹dzenie odpowiadaj¹ce SRO-1,
- urz¹dzenie ostrzegawcze Syrena-2.

Wersja MiG-19P ma radiostacj¹e UKF RSIU-4W. W samolotach tych zabudowana jest stacja radiolokacyjna RP-5 o du³ym zasięgu wykrywania, umo³liwiaj¹ca wykonanie zada³ taktycznych w nocy i przy z³ej pogodzie. Urz¹dzenie pozwala wykry¹ć cele znajduj¹ce się w przedniej pó³sferze oraz umo³liwia naprowadzenie samolotu na cel wed³ug ekranu wska³nika, po wybraniu przez pilota dogodnego kierunku atakowania. Wersja MiG-19PM ma inn¹ stacj¹e radiolokacyjn¹ typu RP-24, przystosowan¹ do naprowadzania pocisków kierowanych. Samoloty w tej wersji nie maj¹ radiodalmierza SRD oraz stacji ostrzegawczej Syrena-2. Natomiast w stateczniku pionowym przewidziane jest miejsce dla samolotowego urz¹dzenia odzewowego SOD, pracuj¹cego w uk³adzie Globus.

Uzbrojenie sk³ada się z trzech rodzajów: artyleryjsko-strzeleckiego, bombardierskiego i raketowego. Zestaw uzbrojenia jest różny, zależny od wersji samolotu.

Uzbrojenie arty³eryjsko-strzeleckie w MiG-19S sk³ada się z trzech działek NR-30, z tego dwa umieszczone s¹ w skrzyd³ach, obok przykad³ubowych żeber, a trzecie z prawej strony kad³uba. Działka maj¹ kaliber 30 mm, szybkostrzelno¹ść 900 strza³ów/min i zapas amunicji po 70 sztuk na działko. Odpalenie następuje za pomoc¹ mechanizmu uruchamianego elektrycznie, a prze³adowanie — pneumatycznie, spr³ęonym powietrzem z butli przy działkach. Po wystrza³ach ogniwa ta¹my s¹ zbierane do zasobników, a ³uski wyrzucane na zewn¹trz. Ta¹my z amunicj¹ s¹ umieszczone na podajnikach, mieszcz¹cych się wzd³uż rozpięto¹ci w przedniej krawędzi skrzyd³a. W MiG-19P pozostawiono tylko dwa działka skrzyd³owe, przy czym na lufach usunięto aerodynamiczne hamulce odrzutu, tworzące przy wylotach charakterystyczne zgrubienie. W MiG-19PM nie ma uzbrojenia artyleryjsko—strzeleckiego.

Uzbrojenie bombardierskie sk³ada się z bomb o wagomiarze 50 do 250 kg, które można podwiesiać pod belkami z zamkami 369-Sz, umieszczonymi wewn¹trz skrzyde³. Zamki s¹ typu uniwersalnego i s³u³ zarówno do podwieszania bomb, jak i zbiorników dodatkowych paliwa, z możliwo¹ci odrzucania ich w locie.

Uzbrojenie raketowe w MiG-19S i MiG-19P sk³ada się z dwóch wyrzutni kasetowych ORO-57K z 8 niekierowanymi pociskami typu S-5, stabilizowanymi obrotowo, w ka³dej wyrzutni. Wyrzutnie zawieszone s¹ na belkach pod skrzyd³ami, między goleniami podwozia a kad³ubem, lub na belkach uniwersalnych, zamiast zbiorników dodatkowych. W wersji MiG-19PM zastosowano cztery duże pociski kierowane, stabilizowane brzechwami. Kombinacje uzbrojenia, zależnie od wersji samolotu, przedstawiono w tablicy 6.

Celowanie w MiG-19S dokonywane jest przez automatyczny celownik strzelecki ASP-5n-W3, spr³ęony z radiodalmierzem, umo³liwiaj¹cy celowanie z działek i wyrzutni pocisków raketowych oraz celowanie przy zrzucie bomb w locie nurkowym. Dla kontroli skuteczno¹ci strzelania oraz ujawniania b³ędów celowania w samolocie jest zamontowany fotokarabin AKS-3M lub AKS-5, umieszczony nad

pierścieniem wlotowym. W kabinie nad g³owic¹ celownika umocowany jest drugi fotokarabin SSz-45 do kontroli wskazañ celownika. W wersjach *MIG-19P* i *MiG-19PM* zastosowany jest celownik strzelecki *ASP-5n*, sprzê¿ony ze stacj¹ radiolokacyjn¹ poszukiwania i ñledzenia *RP-5* lub *RP-2U*.

Do sygnalizacji ñwietlnej s³u¿y elektrorakietnica, zabudowana z lewej strony u nasady statecznika pionowego.

Opancerzenie samolotu sk³ada siê z p³yty stalowej o gruboñci 10 mm, zamocowanej przed kabin¹ pilota, szyby kuloodpornej 64 mm, umieszczonej w przedzie os³ony, tylnego pancerza 16 mm, zag³ówka pancerneho 25 mm, umocowanego na fotelu wyrzucanym, oraz p³yty pancernej, zabezpieczaj¹cej zamek i nabój prochowy fotela.

Dane techniczne samolotu MiG-19S

Wymiary: rozpiêtoñæ 9,0 m, d³ugoñæ z sond¹ 14,9 m, d³ugoñæ po odchyleniu sondy 12,54 m, d³ugoñæ samego kad³uba 11,82 m, wysokoñæ 3,88 m, powierzchnia noñna 25,0 m².

Masy: w³asna 5172 kg, ca³kowita 7400 kg, ca³kowita maksymalna 8700 kg.

Osi¹gi: prêdkoñæ maksymalna 1450 km/h na wys. 10 000 m, prêdkoñæ przelotowa 950 km/h na wysokoñci 10 000 m, prêdkoñæ minimalna 350 km/h, prêdkoñæ l¹dowania 235 km/h, prêdkoñæ wznoszenia przy ziemi 115 m/s, pu³ap 18700 m, zasiêg bez zbiorników dodatkowych 1390 km w locie na wysokoñci 14 000 m, zasiêg ze zbiornikami dodatkowymi 1800 km, rozbieg z w³¹czonym dopalaczem 515 m, rozbieg ze zbiornikami dodatkowymi i bez dopalaczy 900 m.

Uzbrojenie poszczeg³ólnych wersji samolotu MiG-19

Wersja samolotu	Uzbrojenie artyleryjsko-strzelne			Uzbrojenie bombardierskie		Uzbrojenie rakietowe			
	Typ dzia³ka	Liczba	Zapas amunicji [szt.]	Wagomiar bomb [kg]	Liczba bomb	Typ wyrzutni	Pociski		
							Klasa	Typ	Iloñæ
M1G-19S	NR-30	3	210	50—250	2	ORO-57K	npr*	S-5	2x8
MIG-19P	NR-30	3	140	—	—	ORO-57K	npr	S-5	2x8
MIG-19PM	—	—	—	—	—	n.n.	kpr**		4

* Npr — niekierowane pociski rakietowe.

** Kpr — kierowane pociski rakietowe.

W po³owie lat piêãdziesi¹tych radzieckie instytuty naukowo-badawcze i biura doñwiadczalno-konstrukcyjne prowadzi³y intensywne prace nad samolotami, które by³yby zdolne do eksploatacji w zakresie prêdkoñci dwukrotnie wy¿szych od prêdkoñci rozchodzenia d³wiêku. W tym okresie i w latach nastêpnych zbudowano szereg maszyn doñwiadczalnych, stanowi¹cych lataj¹ce laboratoria przeznaczone do badañ w locie.

Du¿y wk³ad w poznanie zjawisk i rozwizanie problemów lotu nadd³wiêkowego wnios³o, obok innych radzieckich instytutów i instytucji lotniczych, Doñwiadcza³ne Biuro Konstrukcyjne (OKB), kierowane przez Artioma Iwanowicza MikoJana. Ćciele wspó³pracuj¹c z CAGI oraz innymi instytutami, zespó³ MikoJana stopniowo uzyskiwa³ na swoich samolotach wzrost prêdkoñci i zwiêkszenie wysokoñci lotu. Na wielu doñwiadczalnych maszynach sprawdzono w praktyce prawdziwoñæ teoretycznych obliczeñ, wyniki badañ laboratoryjnych i celowoñæ rozwi³zañ konstrukcyjnych. Koñcowy efekt prac zmierza³ do osi¹gniêcia postaci ca³kowicie dopracowanego samolotu u¿ytkowego o prêdkoñci lotu równej lub wiêkszej od 2000 km/h i o pu³apie wy¿szym od 20 000 m, który mia³ byæ produkowany seryjnie dla lotnictwa wojskowego. W drugiej po³owie lat piêãdziesi¹tych wysiêk OKB A. I. MikoJana da³ oczekiwane rezultaty. W efekcie ogromnej, wytê¿onej pracy, wdro¿eniu osi¹gniêæ myli naukowo-technicznej oraz realizacji ñmia³ych przedsiêwziêæ stworzono samoloty nadd³wiêkowe serii *E*, napêdzane silnikiem rozwijaj¹cym ci¹g równy ci¹gowi dwóch silników na *MiG-19*.

Rodzinê samolotów *E* zapocz¹tkowa³ *E-2*, maj¹cy jeszcze skrzyd³a skoñne, który wykona³ pierwszy lot 14 II 1954 r. W³aœciwym protoplast¹ sta³ siê jednak *E-4*, który otrzyma³ ju¿ p³at o obrysie trójk¹tnym. Maszyna zosta³a oblatana 16 VI 1956 r. Kolejne samoloty z tego samego roku to zmodyfikowany *E-2A*, *E-5* z silnikiem *R-11*, osi¹gaj¹cy prêdkoñæ 2000 km/h, i *E-50* o napêdzie odrzutowym i rakietowym. W 1958 r. oblatano samolot *E-6* z silnikiem *R-11 F-300*, a nastêpnie w okresie 1959/1960, m.in. samoloty *E-60* i *E-150*. Ten ostatni by³ doñwiadczalnym samolotem myœliwskim z automatycznym naprowadzaniem na cel. W 1960 r. zakoñczono kompleksowe próby samolotu *E-6*, który sta³ siê wzorcem wersji u¿ytkowej, przeznaczonej dla lotnictwa wojskowego. Charakterystyczne skrzyd³o delta otrzyma³o uk³ad konstrukcyjny jednod³wigarowy, z zastrz¹em pomocniczym, wypróbowany na tysi¹cach poprzednio wyprodukowanych samolotów *MiG* ze skrzyd³ami skoñnymi. Odznacza siê ono lekkoñci¹ i sztywnoñci¹, a ponadto daje mo¿liwoñæ wykorzystania wnêtrza na integralne zbiorniki paliwa, umieszczenia bloków wyposażenia radiowego, podwozia itd. Pozwala równie¿ na wykorzystanie miejsca w kad³ubie, w obszarze mocowania d³wigarów do wrêg wzmocnionych. Zastosowana forma skrzyd³a zosta³a przyjêta ze wzglêdu na kryteria mechaniki lotu du¿ych prêdkoñci. Zapewnia bowiem wydatne zmniejszenie wspó³czynnika oporu falowego przy prêdkoñciach przyd³wiêkowych.

Badania w locie potwierdzi³y s³usznoñæ za³o¿eñ uk³adu konstrukcyjnego oraz w³aœciwego skojarzenia silnika z mas¹ i gabarytami samolotu. Maszyna rozwija³a prêdkoñæ znacznie przekraczaj¹c¹ prêdkoñci innych samolotów, znajduj¹cych siê w tym czasie w wyposażeniu wojsk lotniczych. Prace nad rozwojem samolotu trwa³y nadal, a ka¿dy

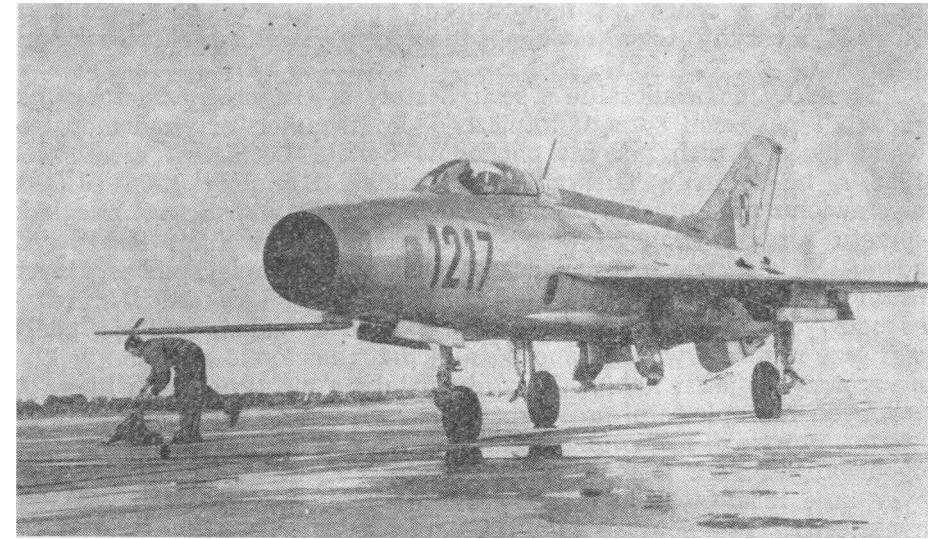
następny samolot doświadczalny serii *E* coraz bardziej zbliża³ się swoimi właściwościami do myśliwca, który miał stać się wzorcem modelu seryjnego.

Doświadczenia wykorzystane przy budowie, badaniach i próbach w locie maszyn serii *E* zostały wykorzystane przez OKB A. I. Mikojana podczas projektowania samolotu, który otrzymał później nazwę *MiG-21*. Zastosowano w nim najnowsze osiągnięcia nauki i techniki lotniczej. Stworzony wówczas samolot stał się maszyną perspektywiczną¹, mogącą znaleźć zastosowanie w różnych dziedzinach działania bojowego. Budowany seryjnie jednomiejscowy *MiG-21*, dzięki zrealizowaniu awangardowej koncepcji, ma wysokie osiągi i świetne właściwości lotno-pilotażowe. Cechy te w połączeniu z silnym uzbrojeniem zdecydowały o wysokich walorach bojowych maszyny, czyniąc z niej niezwykle udane dzieło radzieckiej myśli naukowej i technicznej.

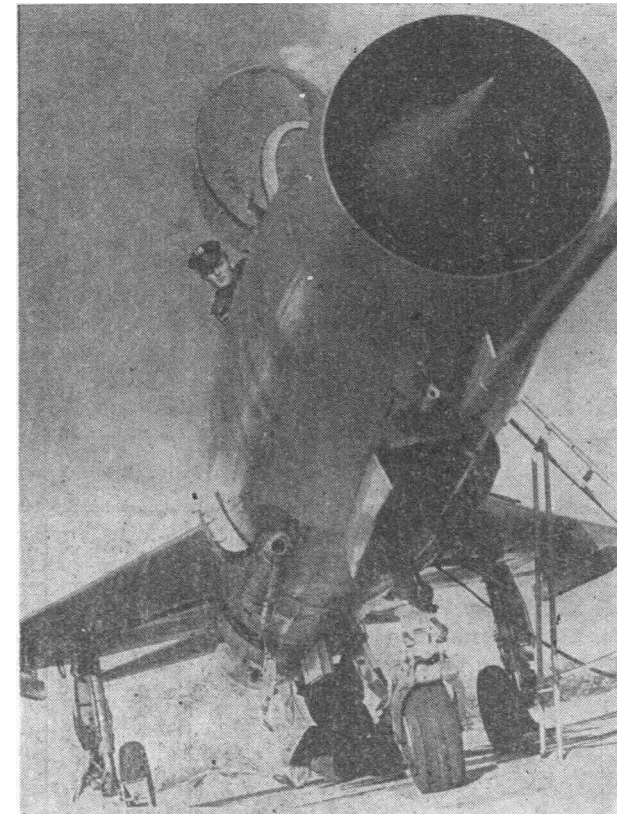
Wprowadzony na początku lat sześćdziesiątych do wyposażenia lotnictwa wojskowego samolot *MiG-21* wzbudził z miejsca wielkie zainteresowanie za granicą. Zachodnia prasa lotnicza określała go jako jeden z najlepszych samolotów w swojej klasie, mający przed sobą perspektywy rozwoju i długie lata użytkowania. Wyrażano przy tym uznanie nie tylko dla zespołu OKB Mikojana, lecz również dla poziomu radzieckiej nauki i techniki lotniczej, która od lat znajduje się w światowej czołówce, torując drogę najnowszym zdobyciom wiedzy.

Samolot *MiG-21* odznacza się wysokim stopniem zautomatyzowania nowoczesnych układów pilotażowych, nawigacyjnych, ścieżkowych, kierowania uzbrojeniem, prac zespołu napędowego oraz awaryjnego opuszczania samolotu. Rozwój poszedł w kierunku zmiany wyposażenia, uzbrojenia oraz modernizacji rozwiązań konstrukcyjnych i jednostek napędowych. W miarę dostarczania przez przemysł nowych doskonalszych typów urządzeń radionawigacyjnych, radiolokacyjnych i nowych rodzajów uzbrojenia, zabudowywano je, wprowadzając na bieżąco zmiany w poszczególnych seriach produkcyjnych. Stopniowo wprowadzano również zmiany konstrukcyjne, mające na celu przystosowanie samolotu do nowych zadań. Pierwsza wersja seryjna *MiG-21F* (rys. 53 i 54) stosunkowo szybko ustąpiła następnym, jak np. *MiG-21PF*, która miała pogrubiony i przedłużony przód do pomieszczenia rozbudowanej aparatury radiolokacyjnej, większy stożek wlotowy, osłaniający antenę celownika radiolokacyjnego, zmienioną osłonę kabiny pilota i powiększoną owiewkę na grzbiecie kadłuba, kryjącą część wyposażenia elektronicznego. Ponadto zrezygnowano ze stałego działka kadłubowego 30 mm, stosując dwa działka 23 mm, podwieszane w opływowej gondoli pod kadłubem do uniwersalnego zamka zamiast zbiornika paliwa. Jest to zresztą jedna z alternatyw różnych wariantów uzbrojenia.

W następnych wersjach zmieniono powierzchnię i obrys usterzenia pionowego, przeniesiono spadochron hamujący z wnętrza do spodu kadłuba do cylindrycznej komory, mieszczącej się u nasady usterzenia pionowego i zakończonej opływową owiewką. Późniejsze wersje otrzymały silniki o większym ciągu. Na grzbiecie kadłuba pogrubiona została owiewka celem pomieszczenia rozbudowanego wyposażenia radionawigacyjnego. Zwiększono liczbę punktów zawieszenia z 3 do 5. Zaczęto stosować zamiast jednego dwa dodatkowe zbiorniki paliwa, znacznie wydłużając czas trwania lotu. Wersja rozpoznawcza otrzymała



Rys. 53. Jeden z pierwszych samolotów *MiG-21F* w lotnictwie polskim (fot. Janusz Szymański)



Rys. 54. Przód samolotu *MiG-21F* (fot. Janusz Szymański)

³a zasobnik z aparatur¹ fotograficzn¹, podwieszany pod kad³ubem. Rozw³j maszyny trwa nadal podnosz¹c jej walory eksploatacyjne i bojowe.

Samoloty doœwiadczalne z serii *E* sta³y siê znane z udzia³u w paradach i pokazach sprzêtu lotniczego. Po raz pierwszy zademonstrowano jeden z nich podczas obchodów Œwiêta Lotnictwa w czerwcu 1956 r. na lotnisku Tuszyno pod Moskw¹. Samoloty *E-66* i *E-166* wystawiono na lotnisku Domodiedowo w 1967 r. podczas przegl¹du sprzêtu zorganizowanego w 50-lecie Wielkiej Rewolucji PaŹdziernikowej. Na maszynach doœwiadczalnych i na egzemplarzach seryjnych ustanowiono wiele absolutnych rekordów œwiata i rekordów miêdzy-narodowych. Jeszcze podczas trwania prób i badañ w locie pad³y pierwsze rekordy, wzbogacone póŹniej przez nastêpne zarówno w kla-sie mê¿czyzn, jak i kobiet. Rekordy ustalone na samolotach klasy *E*, bêd¹cych protoplastami prototypów *MiG-21*, lub na seryjnych *MiG-21*, jak np. typ *E-76*, zestawiono w tablicy 7, opracowanej wed³ug oficjal-nych danych FAI. Dla porównania podano takie rekordy, które zdo-by³y inne maszyny w tej samej klasie samolotów. Spoœród wykaza-nych typów samolotów wiele rekordów nale¿y do samolotów biura konstrukcyjnego Mikojana, wystêpuj¹cych pod oznaczeniem *E*. Stano-wi to ilustracjê ogromnego wysi³ku, jakiego dokonano w dziedzinie budowy samolotów w ZSRR. Nie mo¿na przy tym zapomnieæ, ¿e spra-wy rekordowych osi¹gniêæ stanowi¹ najlepszy atut w podkreœlaniu walorów swego sprzêtu, a poza stron¹ sportow¹ i propagandow¹ maj¹ tak¿e aspekt militarny i gospodarczy.

Na pocz¹tku lat szeœdziesi¹tych wprowadzono samoloty *MiG-21* do wyposa¿enia lotnictwa armii pañstw-sygnatariuszy Uk³adu War-szawskiego. Maszyny te wesz³y równie¿ do uzbrojenia pañstw nie-zaangazowanych: w Europie, na Bliskim Wschodzie, w Azji i w Afry-ce. Chrzest bojowy przesz³y nad obszarem 'powietrznym Wietnamu P³ocznego broni¹c miast DRW przed atakami lotnictwa amerykañ-skiego. Dzisiaj w jednym z parków w centrum Hanoi ustawiono na pami¹tkê *MiG-21*, na którym piloci wietnamscy zestrzelili 25 samo-lotów wroga. *MiG-21* w barwach ZRA by³y równie¿ wykorzystane bojowo w walkach nad P³owyspem Synajskim w 1967 r. oraz w 1973 r. Indie zakupi³y prawa licencyjne na produkcjê *MiG-21FL* (typ 76),

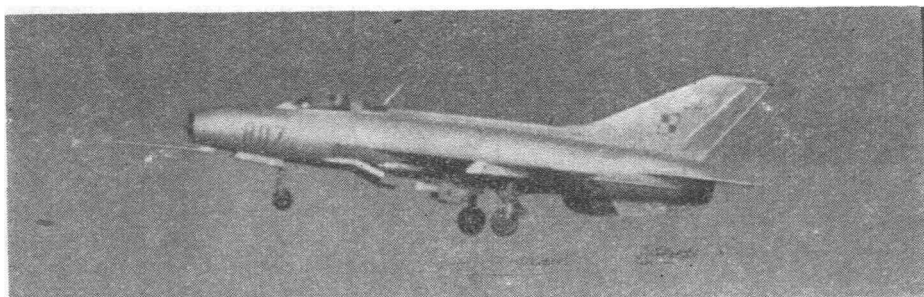
Œwiatowe i miêdzynarodowe rekordy samolotów o napêdzie turbinowym

Konkurencja FAI Data, nazwisko pilota	Kraj	Typ samolotu	Rekord
Wysokoœæ absolutna (Mê¿czyŹni)			[m]
14.VII.1959 r. Iljuszyn	ZSRR	<i>Suchoj T-431</i>	28852
6. XH. 1959 r. Flint	USA	<i>McDonnell F4H-1F</i>	30040
14. XII. 1959 r. Jordan	USA	<i>Lockheed F-104C</i>	31515
28. IV. 1961 r. Moso³ow	ZSRR	<i>Mikojan E-66 A</i>	34714
25. VII. 1973 r. Fiedotow	ZSRR	<i>Mikojan E-266</i>	36240
j.w. ~ (Kobiety)			•
12. X. 1961 r. Cochran	USA	<i>Northrop T-38</i>	17091
22. V. 1965 r. Prochanowa	ZSRR	<i>Mikojan E-33</i>	24336

Wysokoœæ w locie poziomym (Mê¿czyŹni)			
15. XII. 1961 r. Ellis	USA	<i>McDonnett F4H-1F</i>	20252
4. IX. 1962 r. Iljuszyn	ZSRR	<i>Suchoj T-431</i>	21270
11. IX. 1962 r. Ostapienko	ZSRR	<i>Mikojan E-166</i>	22670
1. V. 1965 r. Stephens	USA	<i>Lockheed YF-12A</i>	24462
22. VII. 1976 r. Helt	USA	<i>Lockheed SR-71A</i>	26212
j.w. (Kobiety)			
12. X. 1961 r. Cochran	USA	<i>Northrop T-38</i>	16841
23. VI. 1965 r. Zajcewa	ZSRR	<i>Mikojan E-33</i>	19020
Prêdkoœæ na bazie 15—25 km (Mê¿czyŹni)			[km/h]
16. V. 1958 r. Irvin	USA	<i>Lockheed F-104A</i>	2259,5
6. X. 1958 r. Turcat	Francja	<i>Nord Griffon II</i>	2330,0
31. X. 1959 r. Moso³ow	ZSRR	<i>Mikojan E-66</i>	2388,0
15. XII. 1959 r. Rogers	USA	<i>Convair F-106A</i>	2455,7
22. XI. 1961 r. Robinson	USA	<i>McDonnell F4H-1F</i>	2585,4
7. VII. 1962 r. Moso³ow	ZSRR	<i>Mikojan E-166</i>	2681,0
1. V. 1965 r. Stephens	USA	<i>Lockheed YF-12A</i>	3331,5
27. VII. 1976 r. Helt	USA	<i>Lockheed SR-71A</i>	3522,0
j.w. (Kobiety)			
11. V. 1964 r. Cochran	USA	<i>Lockheed F-104G</i>	2300,2
VI. 1975 r. Sawicka	ZSRR	<i>Mikojan E-133</i>	2683,4
Prêdkoœæ w obwodzie zamkniêtym 100 km (Mê¿czyŹni)			[km/h]
11. XII. 1959 r. Moore	USA	<i>Republic F-105B</i>	1878,6
28. V. 1960 r. Adrianów	ZSRR	<i>Suchoj T-405</i>	2092,0
16. IX. 1960 r. Kokkinaki	ZSRR	<i>Mikojan E-66</i>	2148,6
25. IX. 1960 r. Davis	USA	<i>McDonnell F4H-1F</i>	2237,3
7. X. 1961 r. Fiedotow	ZSRR	<i>Mikojan E-166</i>	2401,0
8. IV. 1973 r. Fiedotow	ZSRR	<i>Mikojan E-266</i>	2605,0
j.w. (Kobiety)			
14. VI. 1963 r. Auriol	Francja	<i>Dassault Mirage 3R</i>	2038,7
1. VI. 1964 r. Cochran	USA	<i>Lockheed F-104G</i>	2097,2
18. II. 1967 r. Martowa	ZSRR	<i>Mikojan E-76</i>	2128,7
Prêdkoœæ w obwodzie zamkniêtym 500 km (Kobiety)			
3. VI. 1963 r. Cochran	USA	<i>Lockheed F-104 G</i>	1814,3
16. IX. 1966 r. Solorjowa	ZSRR	<i>Mikojan E-76</i>	2062,0
Prêdkoœæ w obw. zamk. 1000 km (Kobiety)			
8. IX. 1961 r. Cochran	USA	<i>Northrop T-38</i>	
28. III. 1967 r. Zajcewa	ZSRR	<i>Mikojan E-76</i>	1298,1
Prêdkoœæ w obw. zamk. 2000 km (Kobiety)			
11. VIII. 1965 r. Popowicz	ZSRR	<i>Jakowlew RW</i>	735,0
11. X. 1966 r. Martowa	ZSRR	<i>Mikojan E-76</i>	900,2

produkowanych od 1967 r., i MiG-21M (typ 88) produkowanych od 1973 r.

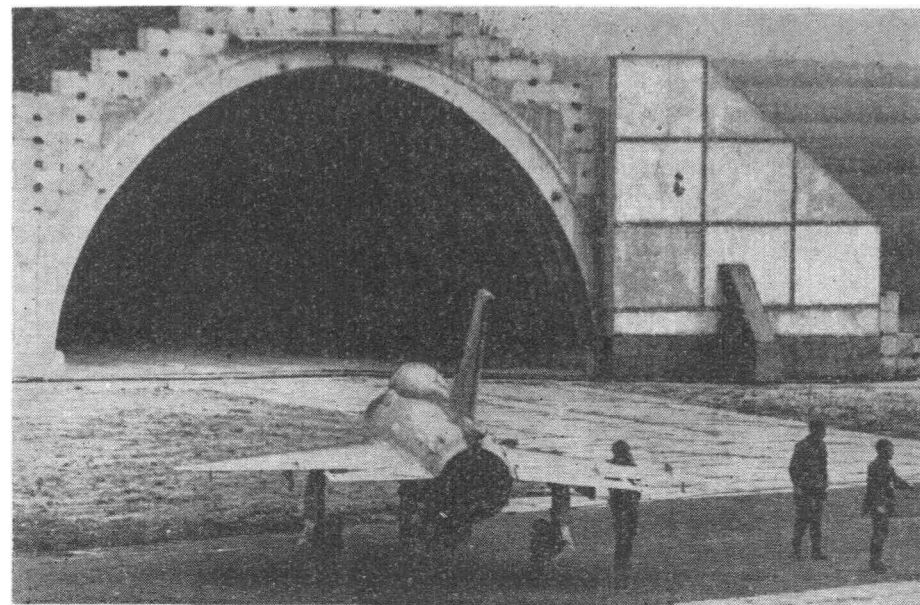
Pierwsi polscy piloci przeszli przeszkolenie na samolotach MiG-21 w 1962 r. Maszyny te zaczęły napływać do jednostek LLP w następnym roku. Na przykład 1 PLM Warszawa otrzymała pierwsze dwa samoloty MiG-21F13 w dniu 12 IX 1963 r. Wkrótce maszyny te stały się podstawowym sprzętem w wyposażeniu Wojsk Lotniczych — w jednostkach lotnictwa myśliwskiego, lotnictwa wsparcia i rozpoznania oraz w wyposażeniu Wojsk Obrony Powietrznej Kraju, zastępując z czasem poprzednie samoloty Lim-5, Lim-6 i MiG-19. W krótkim czasie MiG-21 zdominował wyposażenie naszego lotnictwa, wydatnie wzmacniając siłę obronną PRL. Maszyny te dzięki dużemu stopniowi nasycenia w środki radionawigacyjne i radiolokacyjne porównywalne są do latających laboratoriów elektronicznych. MiG-21 uzbrojony w nowoczesne rakietowe środki rażenia i urządzenia celownicze jest zdolny do zwalczania przeciwnika w każdych warunkach atmosferycznych bez widoczności celu. Ćwicze współpracując z rozwiniętą naziemną siecią dozoru i ostrzegania, samo-



Rys. 55. Samolot MiG-21 F-13 (fot. Lech Zielaskowski)



Rys. 56. Samolot MiG-21PF (fot. Lech Zielaskowski)



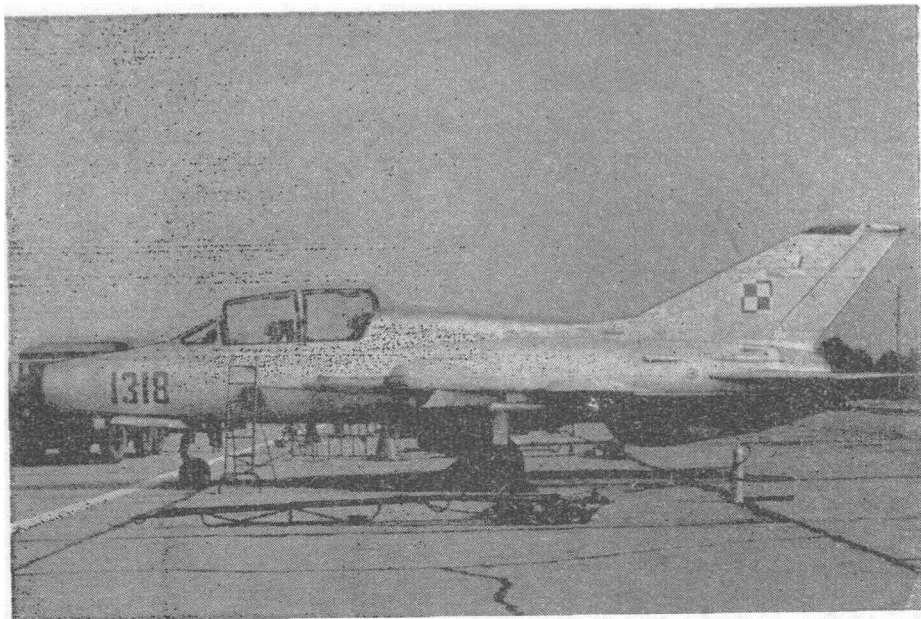
Rys. 57. Samolot MiG-21PFM (fot. Lech Zielaskowski)

loty MiG-21 stanowił główną broń, z którą musi się liczyć każdy potencjalny przeciwnik.

W ciągu kilku lat użytkowania zmieniały się wersje MiG-21 wchodzące do wyposażenia jednostek LLP. Samoloty ostatnich wariantów mało przypominają pierwsze wersje z początku lat sześćdziesiątych, które już zostały wycofane z użytku. Do wersji stosowanych poprzednio i obecnie należą m.in.: E-6 (MiG-21F), E-6US, E-7 (MiG-21PF), E-7M, E-76, E-94 itd. (rys. 55—58), a ponadto szkolno-bojowe MiG-21U: 66, 68, 68A, 69 itd. (rys. 59—60). Oznaczenia z symbolem „E” stosowane są w nomenklaturze wojskowej.



Rys. 58. Samolot MiG-21MF (fot. WAF)



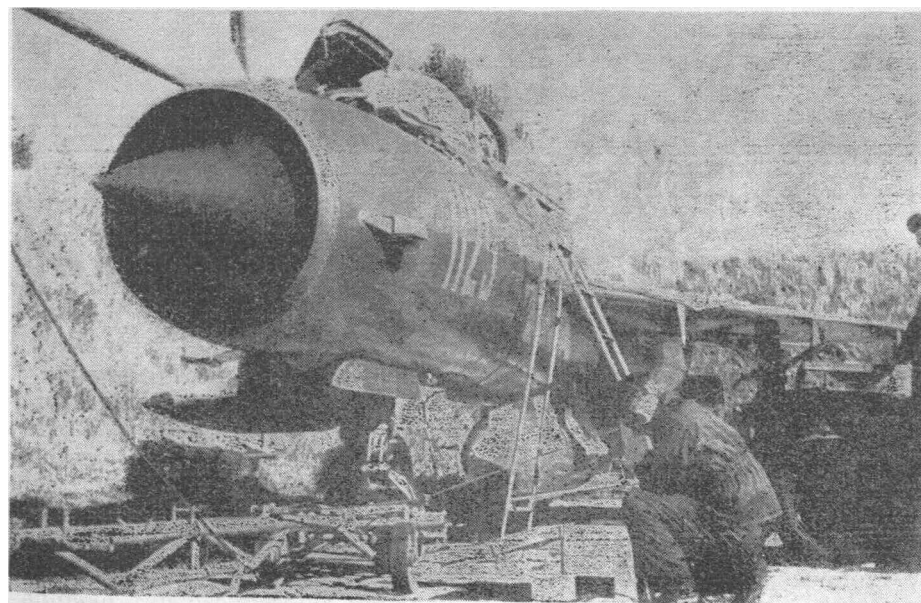
Rys. 59. Samolot szkolno-bojowy MiG-21 U - pierwsza wersja (fot. Andrzej Marga'a)



Rys. 60. Samolot szkolno-bojowy MiG-21U - jedna z ostatnich wersji (fot. WAF)

Dla zwiększenia elastyczności użycia lotnictwa wprowadzono wiele nowych elementów taktyki, stosując na przykład specjalne urządzenia do skrócenia startu. Opracowano również metodę startu i lądowania samolotów naddźwiękowych na odcinkach dróg komunikacyjnych. Ma to wielkie znaczenie dla lotnictwa, otwiera bowiem szerokie możliwości korzystania z odpowiednich odcinków szos i autostrad na terenie całego kraju. W lipcu 1972 r. zademonstrowano po raz pierwszy przed przedstawicielami prasy krajowej start i lądowanie na autostradzie w precyzyjnym wykonaniu pilotów 2 PLM Kraków. Innym interesującym doświadczeniem były próby przemieszczania samolotów MiG-21 przy użyciu ciężkiego emigrowca Mi-6A.

Użytkowane w Polsce maszyny są poddawane modernizacji, zwłaszcza w zakresie wyposażenia i uzbrojenia. Niektóre zrealizowane pomysły można by zobaczyć na Centralnej Wojskowej Wystawie Wynalazczości i Racjonalizacji w Warszawie — we wrześniu i październiku 1973 r. Pokazano tam m.in. nowy rodzaj zawieszenia zasobników pocisków rakietowych, pozwalający na podwieszenie do nie zmienionej liczby zamków podskrzydłowych dodatkowych zasobników na samolotach MiG-21 wersji 76 i wersji 94. Innym interesującym eksponatem był podwieszany zasobnik fotograficzny, pozwalający na zabudowanie lotniczych aparatów fotograficznych na samolocie MiG-21 wersji E-7. Rozwiązanie to umożliwia przystosowanie tej wersji do celów rozpoznania fotograficznego, a ponadto pozwala na szkolenie pilotów, eliminując konieczność importu. Pomysł uzyskał jedną z nagród na Ogólnowojskowym Konkursie Wynalazczości. Po przeprowadzeniu prób urządzenie znalazło szerokie zastosowanie w procesie szkolenia oraz w lotnictwie wsparcia i rozpoznania powietrznego (rys. 61).



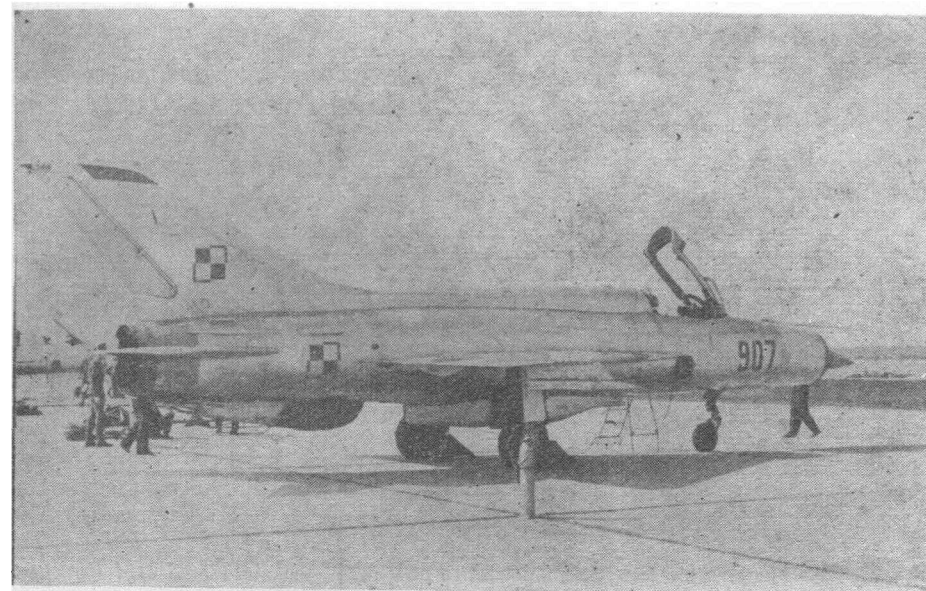
Rys. 61. Wersja rozpoznawcza MiG-27R (fot. WAF)

Myśliwce MiG-21 były wielokrotnie demonstrowane w powietrzu z okazji defilad podczas obchodów świąt państwowych (rys. 62). W lotniczej paradzie XX-lecia PRL 22 VII 1964 r. pokazano po raz pierwszy nad placem Defilad większą ilość MiG-21 w kolumnie piątek. Samoloty były uzbrojone w nowoczesne samonaprowadzające pociski rakietowe. Podczas następnej wielkiej parady 1000-lecia 22 VII 1966 r. 64 samoloty MiG-21 uformowały szyk „grot”. Dowódcą szyku i prowadzącym w locie był ppłk pil. Ryszard Grundman. W defiladzie wojskowej związanej z obchodami jubileuszu XXX-lecia PRL 22 VII 1974 r. zaprezentowano obok innych maszyn bojowych również najnowsze wersje MiG-21 wyposażone w nowe rodzaje uzbrojenia.



Rys. 62. Efektowny lot trójki MiG-21PFM w szyku (fot. Stanisław Syndoman)

MiG-21 jest współczesnym samolotem nadźwiękowym, stanowiącym efekt wysoko wyspecjalizowanej myśli naukowo-technicznej. Ostatnie wersje produkcyjne są napędzane nowymi silnikami o dużym ciągu, bardzo ekonomicznymi, mającymi wielostopniowe dopalacze, pozwalającymi na osiągnięcie dużych prędkości w locie poziomym, dużych prędkości wznoszenia i wysokiego pułapu operacyjnego. Maszyny te dysponują ponadto przyspieszaczami startu, instalacjami nadmuchu klap SPS, spadochronami hamującymi nowego typu itd. Również uzbrojenie i wyposażenie jest stale modernizowane (rys. 63—65). Dzięki stałemu rozwojowi MiG-21 nadal się utrzymuje w czołówce maszyn swojej klasy, charakteryzując się prostą, celową konstrukcją, wysokimi osiągnięciami i dobrymi właściwościami eksploatacyjnymi.



Rys. 63. Podwieszane uzbrojenie-artyleryjskie samolotu MiG-21PF (fot. Andrzej Morgała)



Uzbrojone pociski powietrzne samolotu MiG-21PFM (fot. Lech)



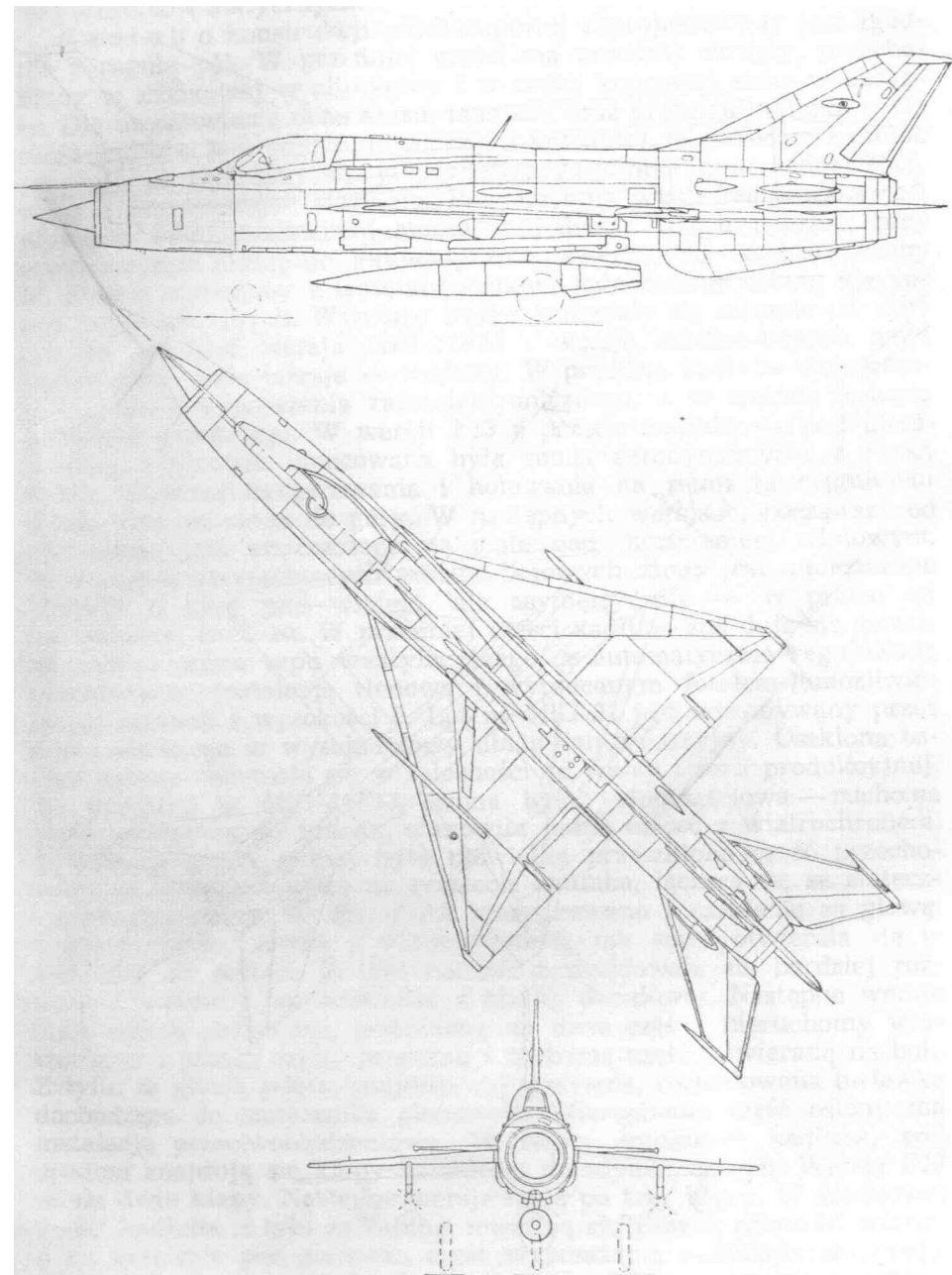
Rys. 65. Uzbrojenie rakietowe klasy „powietrze-powietrze” samolotu *MiG-21M* (fot. Lech Zielaskowski)

Przeznaczenie, konstrukcja i wyposażenie

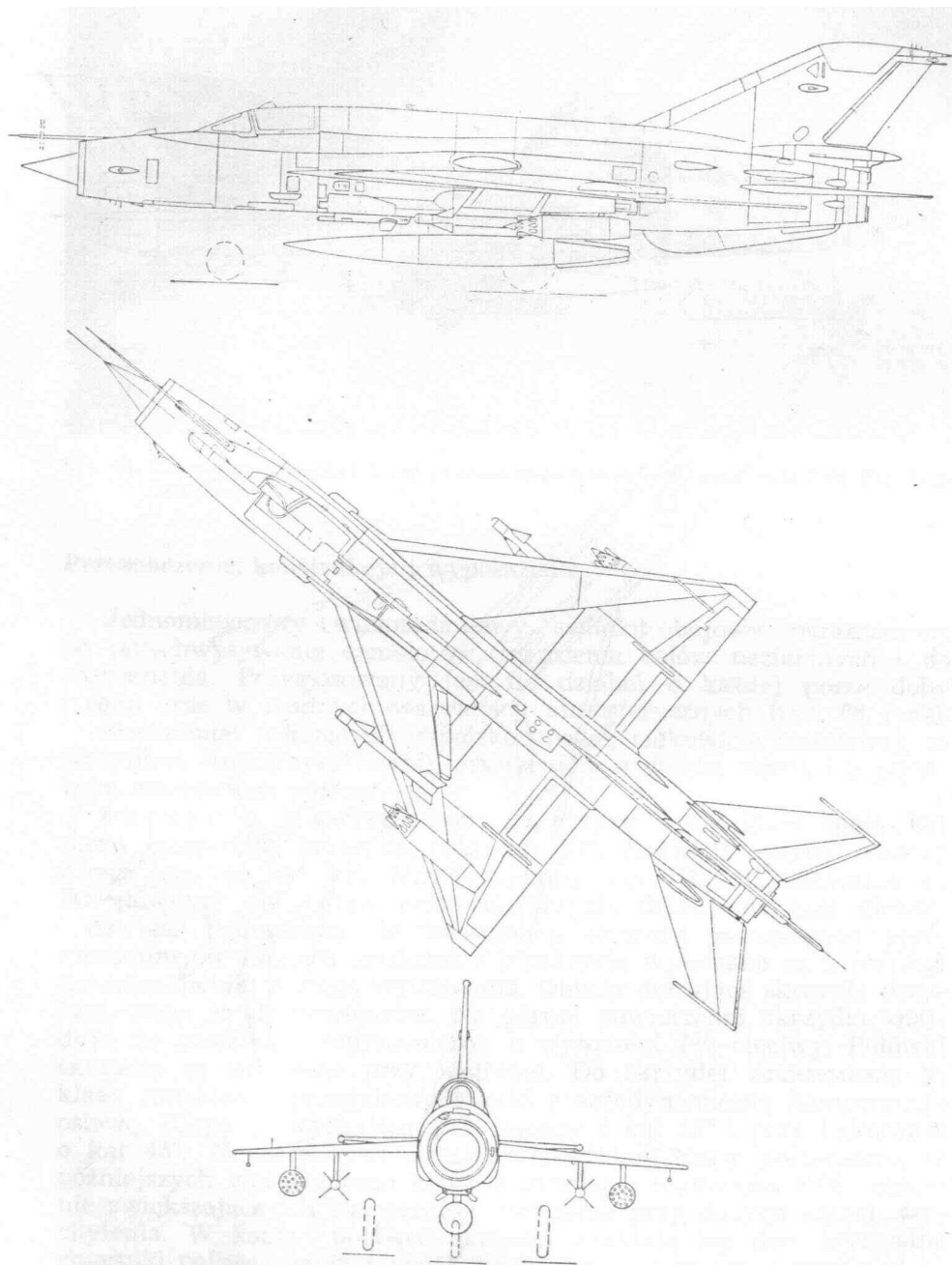
Jednomiejscowy wielozadaniowy samolot bojowy przeznaczony do przechwytywania samolotów, niszczenia celów naziemnych i do rozpoznania. Przystosowany jest do działań o każdej porze doby i roku oraz w trudnych warunkach atmosferycznych (rys. 66 i 67).

Średniopłata o konstrukcji półskorupowej całkowicie metalowej, ze skrzydłem trójkątnym (delta), usterzeniem o dużym skosie i z pionowym usterzeniem poziomym.

Skrzydła jednonośnikowe o obrysie trójkątnym mają kąt skosu (względem krawędzi natarcia) 57° . Krawędź spływu tworzy z osią kadłuba kąt 90° . Wznios ujemny -2° . Kąt zaklinowania 0° . Do głównych elementów nośnych skrzydła należą: dźwigar główny i dźwigar pomocniczy. W konstrukcji skrzydła zastosowano płyty integralne, w których podłożnice i pokrycie wykonane są z jednego kawałka metalu metodą wytaczania. Okucia mocujące skrzydła przytwierdzone są do dźwigarów. Na górnej powierzchni skrzydła znajduje się grzebień aerodynamiczny o wysokości 7% cięciwy. Połówki skrzydła są odciążane przy kadłubie. Do skrzydła zamocowane są klapy zawieszone przegubowo i lotki z aerodynamiczną kompensacją osiową. Klapy są wychylane przy starcie o kąt 25° i przy lądowaniu o kąt 45° . W pierwszych wersjach stosowano klapy poszerzacze, w późniejszych wprowadzono klapy z instalacją nadmuchu SPS, znacznie zwiększające ich skuteczność, zwłaszcza przy dużych kątach wychYLENIA. W każdej połowie skrzydła znajdują się dwa integralne zbiorniki paliwa. Jeden z nich umieszczony jest w części przedniej — od nasady do połowy rozpiętości, a drugi w środkowej, przynasadowej części skrzydła — również od kadłuba do połowy rozpiętości. Górne i dolne pokrycie w rejonie zbiorników wykonane jest w postaci płyt trawionych ze stopu lekkiego. W skrzydłach są również rozmie-



Rys. 66. Sylwetka samolotu *MiG-21PF*



Rys. 67. Sylwetka samolotu MiG-21MF

szczane bloki urz¹dzeń radioelektronicznych. Pod doln¹ powierzchn¹ skrzyde³ zabudowane s¹ belki no¹ne z uniwersalnymi zamkami podwiesz¹ specjalnych. Do ko¹c¹ówek skrzyde³ zamocowane s¹ odgromniki ³adunków statycznych.

Kad³ub o konstrukcji p³skorupowej zaprojektowany jest zgodnie z regu³l¹ pól. W przedniej cz¹ęci ma przekrój okr¹g³y, przechodz¹cy w ¹rodkowej w eliptyczny i w cz¹ęci ko¹ncowej znów w okr¹g³y. Dla umo¹żliwienia demonta¹u, monta¹u oraz przegl¹du silnika tylna cz¹ęć kad³uba jest od³czana od cz¹ęci przedniej. W przodzie kad³uba znajduje się centralny chwyt powietrza do silnika typu nadd¹więkowego z regulowanym sto¹żkiem. Powierzchnia wlotu regulowana jest p³ynnym przemieszczeniem sto¹żka w jedno z trzech po³o¹żeń, przy czym zmiana nast¹ępuje automatycznie, zależnie od warto¹ci liczby M. Sto¹żek wykonany z laminatu stanowi jednocześn¹e os³on¹ę dla anten radiolokacyjnych. Wymiary sto¹żka zmienia³y się zależnie od wersji. Na przyk³ad wersja MIG-21F13 i wersje szkolno-bojowe maj¹ sto¹żek ma³y, inne wersje — wi¹kszy. W przodzie kad³uba umieszczono s¹ bloki wyposażenia radioelektronicznego, a w spodzie komora podwozia przedniego. W wersji F13 z przodu kad³uba — pod pier¹ecieniem wlotowym umocowana by³a sonda aerodynamiczna z rurk¹ Pitota. Podczas hangarowania i holowania na ziemi za ci¹gnikiem sonda by³a unoszona do góry. W następnych wersjach, poczt¹wszy od PF, sonda jest umieszczona na sta³e nad pier¹ecieniem wlotowym. W wersjach dwuosobowych szkolno-bojowych sonda jest umieszczona również u góry nad wlotem, ale asymetrycznie — w prawo od osi pionowej kad³uba. W przedniej cz¹ęci kad³uba znajduje się szczelna kabina pilota typu wentylacyjnego, z automatycznie regulowan¹ klimatyzacj¹, instalacj¹ tlenow¹ i wyrzucanym fotelem umo¹żliwiającym ratunek z wysoko¹ci 0. Lot na MiG-21 jest wykonywany przez pilota ubranego w wysoko¹ciowy ubiór kompensacyjny. Oszklona os³ona kabiny zmienia³a się w zależno¹ci od wersji i serii produkcyjnej. Na przyk³ad w MIG-21F13 os³ona by³a jednocz¹ęciowa — ruchoma cz¹ęć, otwierana do przodu, stanowi³a jedn¹ ca³o¹ z wiatrochronem. Z ty³u, za g³ow¹ pilota, by³a niewielka przeszklona cz¹ęć przechodz¹ca w w¹sk¹ owiewk¹ na grzbiecie kad³uba, ³cz¹c¹ się ze statecznikiem pionowym. W MIG-21PF zrezygnowano z oszklenia za g³ow¹. Cz¹ęć ruchoma, razem z wiatrochronem, tak samo otwiera³a się w kierunku do przodu. Z ty³u natomiast znajdowa³a się bardziej rozwinięta owiewka bez oszklenia, z blachy duralowej. Nast¹ępne wersje maj¹ os³on¹ę zmienion¹, podzielon¹ na dwie cz¹ęci: nieruchomy wiatrochron z p³ask¹ szyb¹ pancern¹ i ruchom¹ cz¹ęć, otwieran¹ na bok. Z ty³u, za g³ow¹ pilota, znajduje się masywna, rozbudowana owiewka dochodz¹ca do statecznika pionowego. Nieruchoma cz¹ęć os³ony ma instalacj¹ę przeciwbłędzeniow¹. W cz¹ęci ¹rodkowej kad³uba, pod spodem znajduj¹ się klapy hamulców aerodynamicznych. Wersja F13 mia³a dwie klapy. Nast¹ępne wersje maj¹ po trzy klapy. W ¹rodkowej cz¹ęci kad³uba, z ty³u za kabin¹, mieszcz¹ się g³ówne zbiorniki paliwa, a na grzbiecie pod owiewk¹ cz¹ęć wyposażenia radioelektronicznego. W cz¹ęci tylnej znajduje się silnik z dopalaczem, osprz¹t i nap¹ędy sterów. W spodzie kad³uba, po lewej, poni¹żej usterzenia poziomego, w pierwszych wersjach MiG-21F i PF znajdowa³ się pojemnik na spadochron hamuj¹cy. W następnych wersjach pojemnik zosta³ przeniesiony do nasady usterzenia pionowego, gdzie nadano mu cylindry-

czn¹ postać zakończon¹ kropłow¹ owiewk¹ wystaj¹c¹ nad dysz¹ dopalacza.

Usterzenie pionowe o klasycznej konstrukcji ma k¹t skosu 66°. Ster kierunku wyposażony jest w osiow¹ kompensację aerodynamiczn¹. Usterzenie poziome — p³ytowe (bez statecznika), k¹t skosu 55°. W uk³adzie sterowania zastosowano wzmacniacze hydrauliczne.

Podwozie — trójpodporowe. Przednia goleń z ko³em chowana jest do kad³uba, w kierunku do przodu. Golenie podwozia g³ównego chowane s¹ w skrzydle, a ko³a w kad³ubie z jednoczesnym obrotem o 90°. Dla skrócenia dobiegu stosowany jest spadochron ta³emowy o powierzchni 16 m².

Zespó³ napêdowy: silnik turboodrzutowy ze sprêżark¹ osiow¹ dwuwa³ow¹ i z dopalaczem. Typy i wersje silników s¹ ró³ne, zależne od wersji i serii produkcyjnej samolotu. Na przyk³ad *MIG-21F13* jest napêdzany silnikiem *R-11F-300* o maksymalnym ci¹gu z dopalaczem 53,90 kN (5500 kG), a *MiG-21PF* ma silnik *R-11F2S-300* o ci¹gu 60,76 kN (6200 kG). *MiG-21* w wersji 68A i wersji 69 (dwuosobowa) jest napêdzany silnikiem *37F2S*. Silnik i komora dopalacza s¹ ch³odzone powietrzem z zewnêtrznych chwytów, rozmieszczonych na kad³ubie, ko³o usterzenia poziomego. Instalacja paliwowa sk³ada siê z szere³ciu zbiorników znajduj¹cych siê w kad³ubie, czterech integralnych zbiorników skrzyd³owych i podkad³ubowego zbiornika dodatkowego lub 2 zbiorników podskrzyd³owych. Pojemno³æ zbiorników w samolocie jest ró³na, zależnie od wersji. Na przyk³ad *MiG-21F13* — 2340 dm³, a *MIG-21PF* — 2850 dm³. Dodatkowy zbiornik podkad³ubowy ma pojemno³æ 490 dm³.

Wyposażenie radionawigacyjne i specjalne *MIG-21F* jest bardzo rozbudowane i w jego sk³ad wchodz¹ m.in. nastêpuj¹ce urz¹dzenia: radiostacja *R-802*, dalmierz radiolokacyjny *SRD-5MK*, automatyczny radiokompas *ARK-10*, sygnalizator przelotu *MRP-56P*, radiowysoko³ciomierz, aparatura rozpoznania radiolokacyjnego i aktywnej odpowiedzi *ORD-2*, stacja ochronna tylnej pó³sfery, pilot automatyczny *KAP-2K* lub *AP-155*, wskaŹnik k¹tów natarcia i elizgu itd. W wersji szkolno-bojowej *MIG-21U* zastosowane s¹ zespo³y symulacyjne (imitacji) uszkodze³n typu *P-10-2* lub *P-10-155*, sterowane z pulpitu w. kabini instruktora.

Uzbrojenie. Samolot ma uzbrojenie artyleryjsko-strzeleckie, raketowe i bombowe. Uzbrojenie strzeleckie w wersji *MIG-21F13* sk³ada siê z jednego dzia³ka *NR-30* ka³. 30 mm, zabudowanego z prawej strony kad³uba. Nastêpne wersje sta³ego dzia³ka kad³ubowego nie maj¹, dysponuj¹ natomiast podwieszan¹ podkad³ubow¹ gondol¹ *GP-9* z dwoma szybkostrzelnymi dzia³kami *GSZ-23* kalibru 23 mm. Ostatnie wersje maj¹ ponownie dzia³ka sta³e, ale o nowoczesnych rozwi¹zaniach, zabudowane pod kad³ubem.

Uzbrojenie raketowe jest zależne od wykonywanego zadania: dwie wyrzutnie kasetowe, ka³da z 16 niekierowanymi pociskami raketowymi ka³. 57 mm, dwa kierowane pociski raketowe *K-13* klasy „powietrze—powietrze”, podwieszone na wysiêgnikach podskrzyd³owych lub dwa pociski raketowe ka³. 130 mm. Do uzbrojenia bombowego nale³ dwie bomby o masie do 500 kg.

Celowanie dokonywane jest w *MiG-21F13* przy u³yciu radiodalmierza sprêżonego z celownikiem. Od wersji *MiG-21PF* do celowania zastosowano stacjê radiolokacyjn¹.

Dane techniczne

	Jedn. miary	<i>MIG-21F13</i>	<i>MiG-21PF</i>
Rozpiêto ³ æ	m	7,150	7,150
D ³ ugo ³ æ kad ³ uba	m	13,460	
	m	15,760	15,760
	m	4,100	4,500
	m ²	22,95	22,95
Powierzchnia no ³ na			
Masa ca ³ kowita z dodatkowym zbiornikiem paliwa	kg	7570	8527
Prêdko ³ æ maksymalna na wysoko ³ ci	km/h	2125	2228 M = 2,1
	m	12500	10970
Prêdko ³ æ l ¹ dowania	km/h	260—270	—
Prêdko ³ æ wznoszenia	m/s	42,6	—
Pu ³ ap operacyjny	m	19000	17990
Czas trwania lotu z pe ³ nym zapasem paliwa i ze zbiornikiem dodatkowym	h, min	ok. 2,0	—
Zasiêg normalny	km	1300	—
Zasiêg maksymalny	km	1580	—
Dobieg ze spadochronem hamuj ¹ cym	m	380—420	~

W po³owie lat piê³dziesi¹tych nowo zorganizowane biuro konstrukcyjne, kierowane przez Paw³a Osipowicza Suchoja, opracowa³o projekt samolotu *Su-7*, odznaczaj¹cego siê potê³nym kad³ubem i skrzyd³ami o du³ym skosie. Cech¹ charakterystyczn¹ w historii projektowanej maszyny by³ fakt, Źe nie mia³a poprzedników tak jak inne samoloty odrzutowe, rozwijane ewolucyjnie z etapu na etap, znaczonych zwykle wzrostem prêdko³ci lotu. *Su-7* by³ sam w sobie prekursorem nowej klasy, która ³¹czy³a cechy samolotów bombowego, my³liwskiego i rozpoznawczego. Przystêpuj¹c do projektowania zdawano sobie doskonale sprawê ze z³o³ono³ci problemów i mo³liwo³ci napotkania szeregu nieznanych zjawisk, które utrudnia³y proces powstawania maszyny.

Zgodnie z za³o³eniami *Su-7* mia³ by³ zatem nadd³wiêkowym wielozadaniowym samolotem my³liwsko-bombowym, odznaczaj¹cym siê w porównaniu z samolotem my³liwsko-szturmowym wiêkszym ud³wiêgiem, wy³szym pu³apem i d³u³szym zasiêgiem, pozwalaj¹cym na przelot i ra³enie celów znacznie oddalonych od pola walki. Odpowiednie wyposażenie i uzbrojenie powinno umo³liwia³ zwalczanie celów naziemnych w ró³nych warunkach atmosferycznych zarówno w dzie³n, jak i w nocy. Maszynê przystosowano równie³ do wykonywania dzia³añ bojowych bezpo³rednio na polu walki przez wspieranie ogniem broni pok³adowej, pociskami raketowymi i bombami, dzia³añ wojsk l¹dowych. *Su-7* przeznaczono tak³e do przechwytywania i niszczenia samolotów przeciwnika, lec¹cych z ró³n¹ prêdko³ci¹ i na ró³nych wysoko³ciach. Samolot by³ wiêc przystosowany do operowania na m¹-

ych wysokościach, kilkadziesiąt metrów nad ziemi¹, jak i w stratosferze na wysokościach kilkunastu tysięcy metrów.

W rezultacie dokonanych studiów, badań tunelowych i prób w locie zespół P. O. Suchoja potrafił w maksymalnym stopniu pogodzić stojące często w sprzeczności wymagania stawiane temu wielozadaniowemu samolotowi. Su-7 pokazano po raz pierwszy szerszej publiczności podczas centralnych obchodów Dnia Lotnictwa — 24 VI 1956 r. na lotnisku Tuszyno pod Moskwą¹. Na innych pokazach również w Tuszyno w 1961 r. zademonstrowano przelot 21 samolotów seryjnych Su-7B. W czasie wielkich pokazów lotniczych, zorganizowanych w jubileuszowym roku 1967 na 50-lecie Wielkiej Rewolucji Pałdziernikowej, pokazano m.in. start Su-7, wyposażonego w pomocnicze rakietowe silniki startowe, których działanie znacznie skracało rozbieg samolotu.

Pomimo wielkiej bryły i znacznej masy Su-7 odznacza się ciekawymi właściwościami pilotażowymi i to zarówno w locie kosztownym, jak i w stratosferze. Bogato wyposażony w aparaturę radionawigacyjną i radiolokacyjną jest przystosowany do lotów w trudnych warunkach atmosferycznych tak w dzień, jak i noc¹. Walory tych maszyn zostały potwierdzone podczas badań i prób prototypów, a następnie w ciągu codziennej służby maszyn seryjnych oddanych do eksploatacji w jednostkach liniowych.

Zwracając uwagę mocne skrzydło z silnym skosem 60° zostało trafnie dobrane jako najlepiej odpowiadające warunkom przejścia od poddźwiękowych prędkości lotu do nadźwiękowych, bez ostrej zmiany aerodynamicznych charakterystyk samolotu. Grzebienie na powierzchni skrzydeł zapobiegają nieprawidłowemu spływowi strug wzduż rozpiętości, poprawiają opływ i właściwości aerodynamiczne oraz zwiększają skuteczność lotek.

Silne uzbrojenie składa się z dwóch działek szybkostrzelnych oraz kombinacji uzbrojenia bombowego i rakietowego, podwieszanego na 6 zewnętrznych punktach zawieszenia. Na każdym z nich może być umocowana bomba małego lub średniego kalibru lub kasetowa wyrzutnia npr po 16 pocisków 57 mm każda, albo też pociski kierowane dużego kalibru, po jednym na wysięgniku. Zamiast bomb i pocisków na zamkach mogą być podwieszane dodatkowe 2—4 zbiorniki paliwa po 600 dm³ każdy.

Taktyka zwalczania celów naziemnych wymaga specjalnego treningu pilotów. Obiekty wyznaczone jako cele mają nieraz małe wymiary i są zwykle dobrze maskowane. Możliwość wykrycia ich z powietrza jest bardzo mała i w dużym stopniu uzależniona od prędkości i wysokości lotu. Umiejętność polega zatem na wykonaniu takiego nalotu, które umożliwi odnalezienie celu bez zmniejszania prędkości lotu przy ataku. Zwalczanie celów naziemnych w locie z wielką prędkością na małej wysokości wymaga od pilota ogromnej koncentracji i wysokiego kunsztu pilotażu. Dla wykorzystania elementu zaskoczenia pierwszy nalot musi być celny. Wysoki stopień dokładności w bombardowaniu, ostrzale npr i ogniu broni pokładowej osiągnięto przez zastosowanie celownika mechaniczno-optycznego, pracującego równocześnie z odległociomierzem radiolokacyjnym, którego antena mierzy się w stożku tunelu wlotowego. Automatyczna kontrola wy-

ników ataku dokonywana jest przez kamerę znajdującą się w prawym skrzydle w pobliżu kadłuba.

Pilot prowadzący tak szybko maszynę operującą na małych wysokościach i w stratosferze jest ubrany w wysokoociowy strój kompensacyjny, zabezpieczający go na wypadek utraty szczelności i rozhermetyzowania kabiny. Na dużych wysokościach pilot korzysta z aparatury tlenowej, która zapewnia dopływ tlenu zarówno w szczelnej, jak i rozhermetyzowanej kabinie. Pilot dysponuje również awaryjną aparaturą tlenową, pracującą podczas katapultowania i opadania na spadochronie, przy czym w momencie katapultowania przełączenie z tlenowej aparatury pokładowej na awaryjną następuje automatycznie. Do kompletu ratunkowego pilota należy również awaryjna radiostacja, którą po opuszczeniu samolotu i wylądowaniu na spadochronie wykorzystuje dla łączności z poszukującym samolotem lub ewakuatorem. Radiostacja ratunkowa może pracować na fonii lub na klucz, albo odpowiednio przełączona może być wykorzystana jako radiostacja znakująca (radiomarker), ułatwiająca zlokalizowanie i uratowanie pilota.

Samoloty Su-7 są poddawane stałemu procesowi modernizacji. Maszyny ostatnich serii produkcyjnych znacznie się różnią od pierwszych egzemplarzy z początku lat sześćdziesiątych. Samoloty wcześniejszych serii nie miały np. spadochronów hamujących. Następne otrzymały dwa taśmowe spadochrony hamujące, umieszczone w pojemniku znajdującym się u nasady usterzenia pionowego. Zmieniono również obrys i wielkość stalowych blach ekranowych, chroniących kadłub w miejscu przy wylocie z luf działek. Seryjne egzemplarze w wersji Su-7BK wyposażono w podwozie kombinowane płożowe-kołowe, przystosowane do korzystania z lotnisk trawiastych. Przy lądowaniu płoża ślizga się po ziemi wówczas, gdy ogumienie zaczyna zagłębiać się w miękki grunt. Płoży o stosunkowo dużej powierzchni styku zapobiegają utknięciu podwozia. Duży ciąg silnika zapewnia możliwość startu z płożami, znajdującymi się pod kołami. W przypadku startu i lądowania z nawierzchni twardych płoży pozostają w położeniu górnym, a ruch po ziemi odbywa się wówczas na kołach.

Do skrócenia rozbiegu samolotów Su-7B stosowane są dwa rakietowe silniki startowe na paliwo stałe typu SPRD-110, z których każdy rozwija krótkotrwałą cięg do 29,4 kN (3000 kG). Po uzyskaniu odpowiedniego przyspieszenia i nabraniu wysokości silniki są odrzucane.

Do celów szkolenia i treningu pilotów opracowano specjalną dwumiejscową wersję szkolno-bojową Su-7U, w której osłony kabin otwierane są przez odchylenie części ruchomych do tyłu.

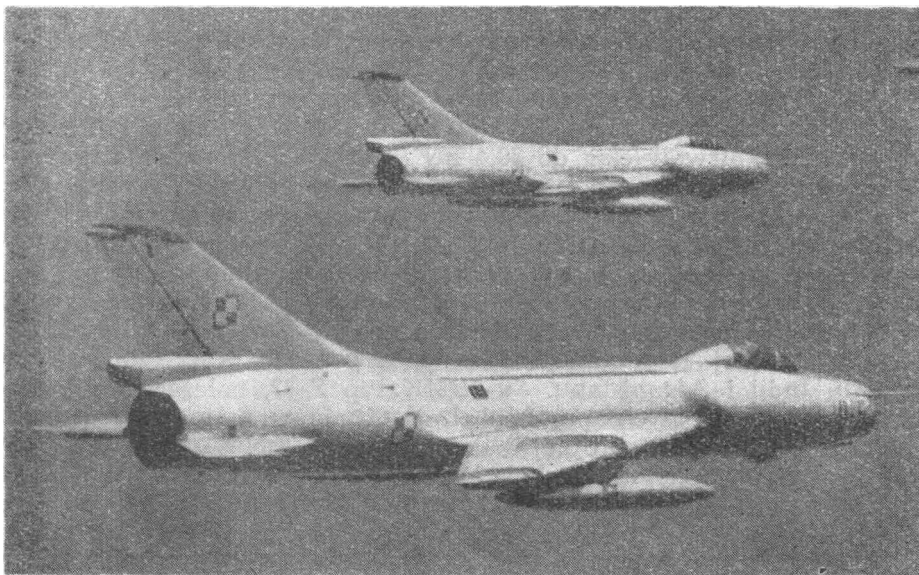
W połowie lat sześćdziesiątych samoloty Su-7B wprowadzono do wyposażenia lotnictwa Czechosłowacji, NRD, Polski, Węgier, Kuby Demokratycznej Republiki Wietnamu, a ponadto dostarczono je do Egiptu, Indii i Afganistanu. Su-7BMK typ S-22, należące do indyjskich sił powietrznych, przeszły chrzest bojowy w grudniu 1971 r. podczas konfrontacji zbrojnej z Pakistanem. Samoloty te były wykorzystywane bojowo do atakowania celów naziemnych, jak również do prowadzenia rozpoznania powietrznego za pomocą aparatów fotograficznych.

Pierwsi polscy piloci zostali przeszkoleni na samolotach Su-7B w 1964 r. Od 1965 r. maszyny te (rys. 68) weszły do wyposażenia jednostek wsparcia i rozpoznania powietrznego, zastępując samoloty

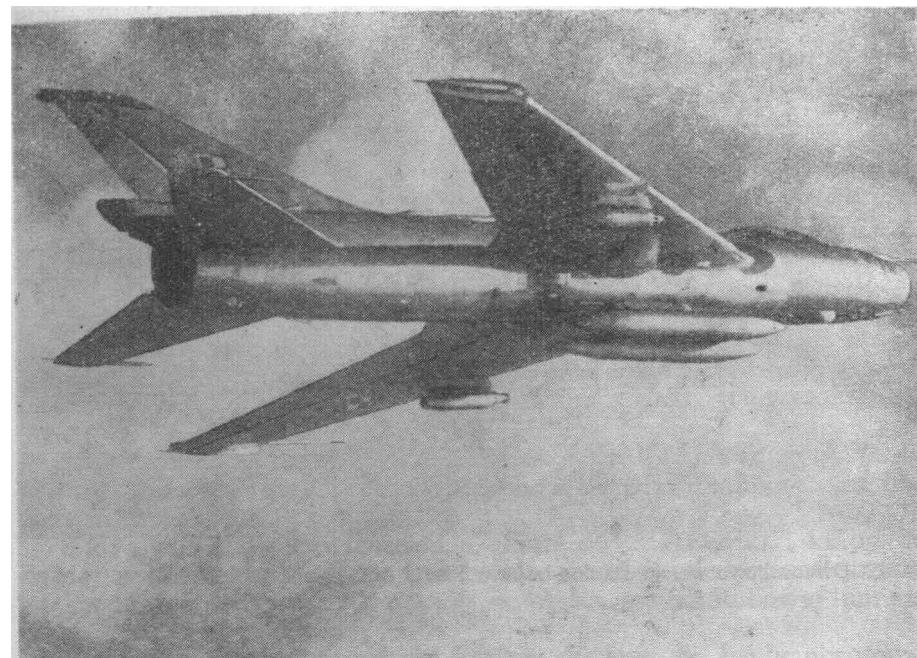


Rys. 68. Jeden z pierwszych samolotów *Su-7B* w lotnictwie polskim (fot. Janusz Szymański)

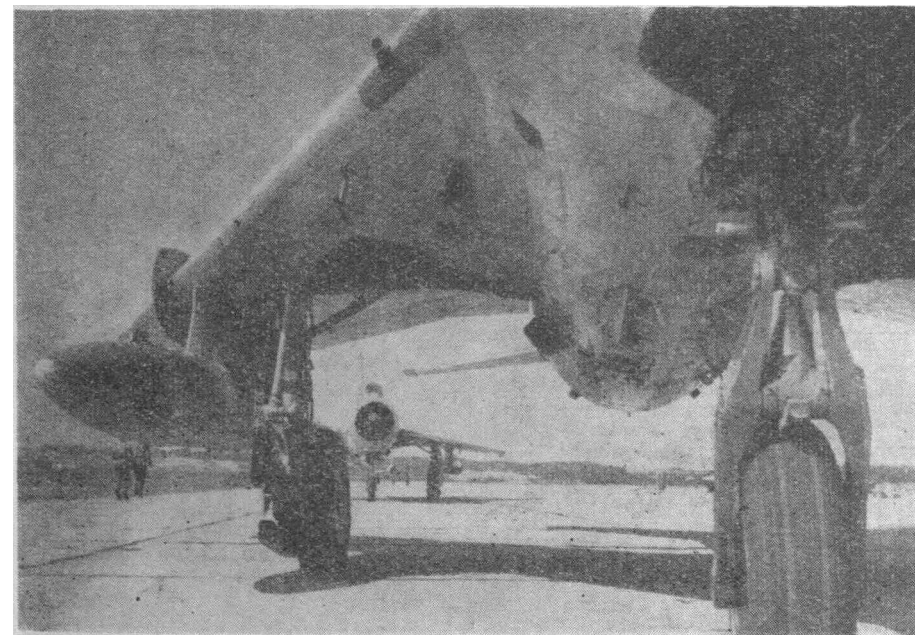
Lim-5M. Po raz pierwszy grupa polskich *Su-7B* wystąpiła na wspólnych ćwiczeniach Armii Radzieckiej, Wojska Polskiego, Czechosłowackiej Armii Ludowej i Narodowej Armii Ludowej NRD pod kryptonimem „Burza Październikowa”, przeprowadzonych w rejonie Erfurtu (NRD), w czasie od 16 do 22 X 1965 r. (rys. 69—71). Przed publiczności¹ zademonstrowano *Su-7B* w defiladzie z okazji 1000-lecia 22 VII 1966 r., podczas której klucz tych maszyn prowadzony przez mjr. pil. Blaszkę, w locie na małej wysokości, zamykał defiladę lotniczą¹. Maszyny tego typu brały również udział w defiladzie wojsko-



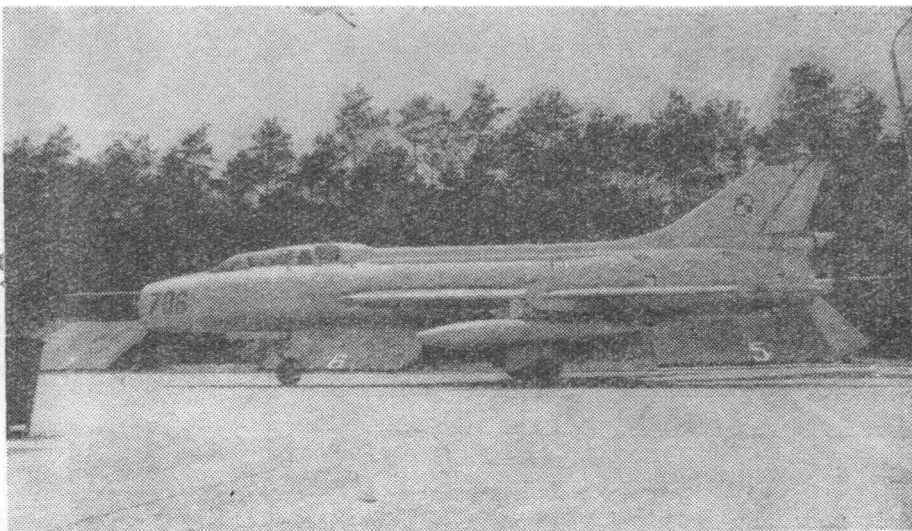
Rys. 69. Samoloty myśliwsko-bombowe *Su-7B* w locie (fot. Stanisław Syndoman)



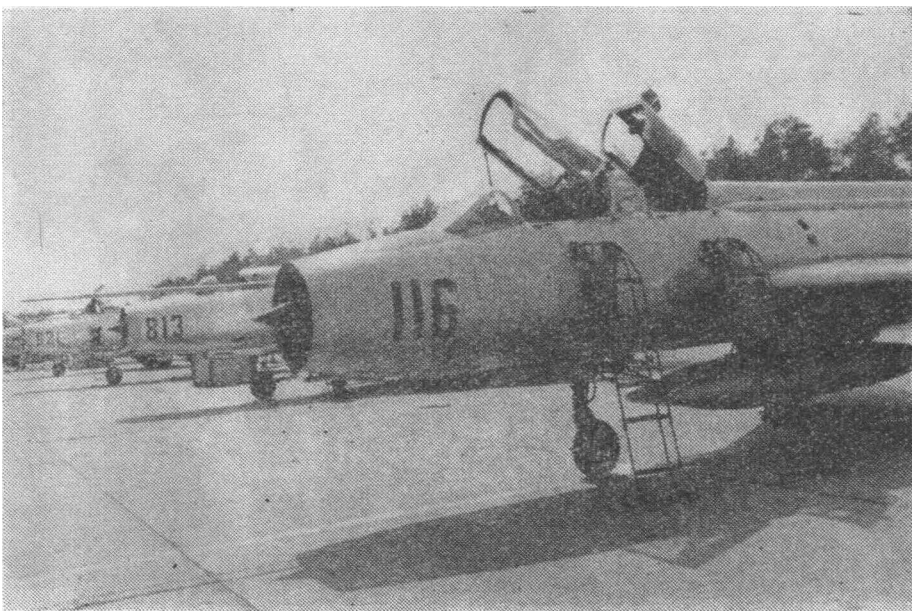
Rys. 70. Widok z spodu samolot *Su-7B* (fot. Janusz Szymański)



Rys. 71. Samoloty *Su-7B* na starcie. Widoczne jest m.in. podwozie kołowo-ślizgowe (fot. Bogdan Bartnikowski)



Rys. 72. Dwuosobowa wersja szkolno-bojowa Su-7U (fot. Leszek Wróblewski)



Rys. 73. Przód samolotu i kabiny załogi samolotu Su-7U (fot. Leszek Wróblewski)

•wej, zorganizowanej z okazji XXX-lecia PRL na placu Defilad w Warszawie. Oprócz przelotu kilkunastu Su-7B w szyku nad tras¹ pochodu, na zakończenie części lotniczej pojedynczy samolot po przełocie nad trybun¹ wznios³ się b³yskawicznie pionow¹ ewiec¹ na kilka tysięcy metrów w górę, demonstruj¹c ci¹g potężnego silnika. Su-7B w Wojskach Lotniczych s¹ używane w różnych wersjach: S-22K, S-22BKŁ, S-22M i dwuosobowej szkolno-bojowej U-22 (rys. 72 i 73).

Przeznaczenie, konstrukcja wyposażenie

Naddźwiękowy wielozadaniowy samolot bojowy, myśli wsko-bombowy i rozpoznawczy przeznaczony jest do bezpośredniego wsparcia ogniem wojsk l¹dowych, niszczenia celów na ty³ach nieprzyjaciela, przechwytywania samolotów lec¹cych na różnych wysokościach (rys. 74).

Całkowicie metalowy średniop³at ze skrzydłami o dużym skosie, usterzeniem poziomym p³ytowym i podwoziem trójpodporowym chowanym w locie.

Skrzydła dwudźwigarowe o skosie 60° maj¹ lotki i klapy. Na każdej połówce znajduj¹ się grzebienie aerodynamiczne, umieszczone od spodu i z wierzchu. U nasady w części przykadłubowej umieszczono działka lotnicze.

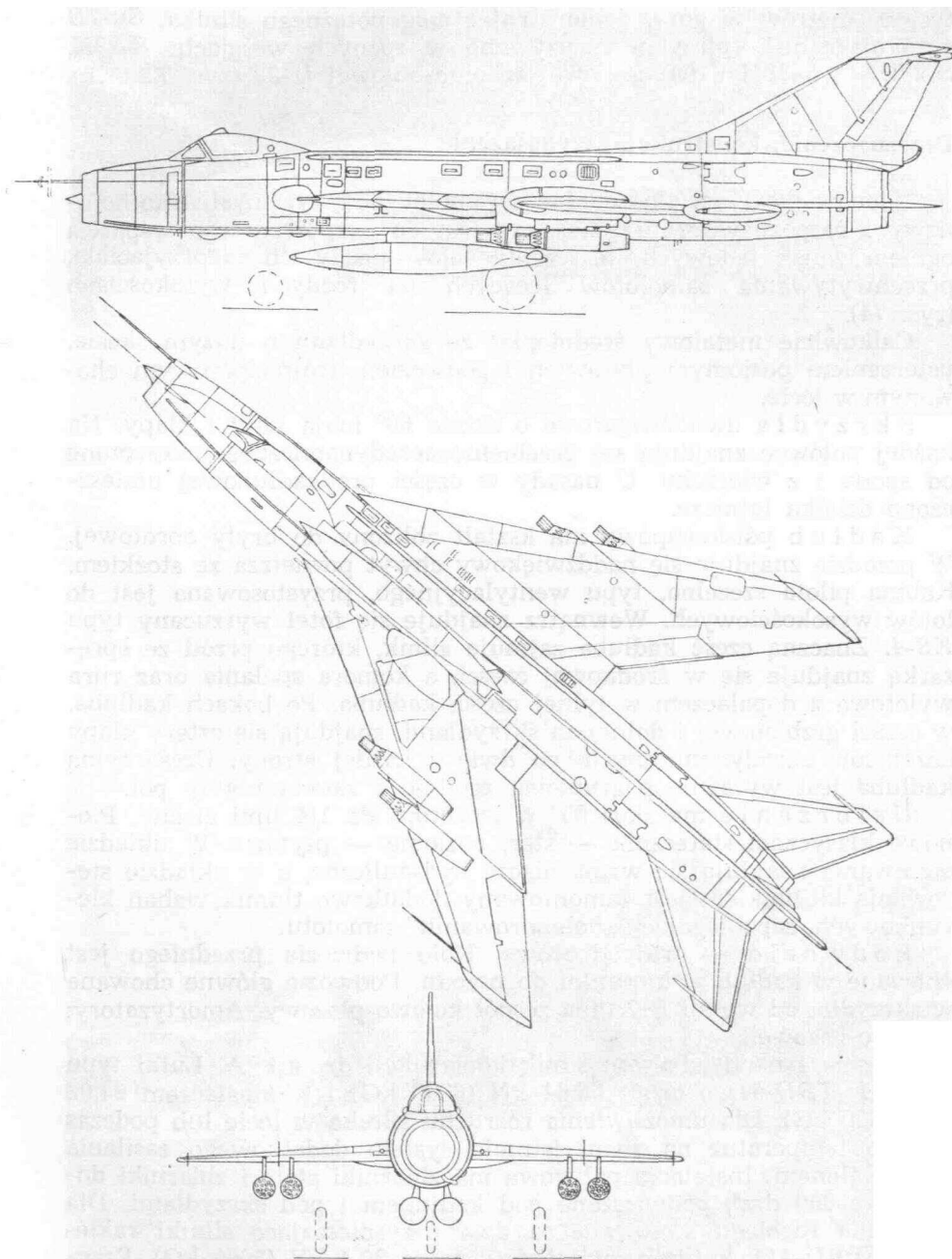
Kadłub półskorupowy ma kształt zbliżony do bryły obrotowej. W przodzie znajduje się naddźwiękowy chwyt powietrza ze stożkiem. Kabina pilota szczelna, typu wentylacyjnego, przystosowana jest do lotów wysokościowych. Wewnątrz znajduje się fotel wyrzucany typu KS-4. Znaczną część kadłuba zajmuje silnik, którego przód ze sprężark¹ znajduje się w środkowej części, a komora spalania oraz rura wylotowa z dopalaczem w tylnej części kadłuba. Po bokach kadłuba, w części grzbietowej i dolnej za skrzydłami, znajduj¹ się cztery klapy hamulców aerodynamicznych, po dwie z każdej strony. Część tylna kadłuba jest wyraźnie pogrubiona, zgodnie z zasadą reguły pół.

Usterzenie ma skos 55° w stosunku do 1/4 linii cięciw. Pionowe klasyczne: statecznik — ster, poziome — p³ytowe. W układzie sterowania znajduj¹ się wzmacniacze hydrauliczne, a w układzie sterowania kierunkiem jest zamontowany dodatkowo tłumik wahań kierunkowych, zapobiegaj¹cy „holendrowaniu” samolotu.

Podwozie — trójpodporowe. Koło podwozia przedniego jest chowane w kadłub w kierunku do przodu. Podwozie główne chowane w skrzydła, od wersji BKŁ ma zespół kołowo-pozowy. Amortyzatory: olejowo-gazowe.

Zespół napędowy: silnik konstrukcji dr. inż. A. Łulki typu AL-7F1 (TRD-31) o ci¹gu 66,64 kN (6800 kG) i z dopalaczem 94,08 kN (9600 kG). Dla umożliwienia rozruchu silnika w locie lub podczas niskich temperatur na ziemi istnieje system dodatkowego zasilania silnika tlenem. Instalacja paliwowa ma zbiorniki stałe i zbiorniki dodatkowe 600 dm³, podwieszane pod kadłubem i pod skrzydłami. Dla skrócenia rozbiegu stosowane s¹ dwa przyspieszaj¹ce silniki rakietowe SPRD-110, każdy rozwijaj¹cy ci¹g do 29,4 kN (3000 kG). Przyspieszacze w³¹czane s¹ automatycznie, mog¹ być też w³¹czane przez samego pilota.

Wyposażenie radionawigacyjne składa się z 6-kanalowej



Rys. 74. Sylwetka samolotu Su-7B

radiostacji nadawczo-odbiorczej UKF, automatycznego radiokompasu, sygnalizatora przelotu nad radiolatarni¹, urz¹dzenia odzewowego, urz¹dzenia radiolokacyjnego do l¹dowania w warunkach ograniczonej widocznoœci, dalmierza radiolokacyjnego, pilota automatycznego i radiostacji ratunkowej.

Uzbrojenie. Samolot jest uzbrojony w dzia³ka. Odpalenie nastêpuje za pomoc¹ mechanizmu elektrycznego, a prze³adowanie — elektropneumatycznie. Uzbrojenie raketowe sk³ada siê z niekierowanych pocisków raketowych klasy „powietrze—ziemia” oraz kierowanych pocisków raketowych klasy „powietrze—powietrze”. Uzbrojenie raketowe podwieszane jest na zewnêtrznych wêz³ach zawieszenia, znajduj¹cych siê pod kad³ubem (2 wêz³y) i pod skrzyd³ami (4 wêz³y). Uzbrojenie bombowe sk³ada siê z dwóch bomb o wagomiarze do 500 kg. Celnoœæ ognia i bombardowania zapewnia celownik automatyczny, sprzê³ony z dalmierzem radiolokacyjnym.

Do celów rozpoznania samolot wyposażony jest w zestaw aparatów fotograficznych do wykonywania zdjê³ pionowych i uko³nych.

Dane techniczne

Wymiary: rozpiêtoœæ 8,77 m, d³ugoœæ 16,80 m, wysokoœæ 4,80 m, powierzchnia noœna 23,0 m².

Masy: w³asna 8628 kg, u³yteczna normalna 3372 kg, u³yteczna maksymalna 4812 kg, normalna ca³kowita 12 000 kg, maksymalna ca³kowita 13 440 kg.

Osi¹gi: prêdkoœæ maksymalna na wys. 12190 m — 1699 km/h, prêdkoœæ przelotowa 850 km/h, prêdkoœæ minimalna 400 km/h, prêdkoœæ maksymalna na wys. 305 m — 1158 km/h, prêdkoœæ wznoszenia 150 m/s, pu³ap operacyjny 15 150 m, pu³ap praktyczny 18 000 m, zasiêg maksymalny 1450 km.

Pracuj¹c nad rozwojem samolotu Su-7 próbowano stosowaæ ró³ne rozwi¹zania poprawiaj¹ce w³aciwoœci lotne i eksploatacyjne maszyny. Jednym ze sposobów by³o zastosowanie skrzyd³a o zmiennej geometrii, które pozwala³o na rozwi¹zanie dylematu samolotu myœliwsko-bombowego, nosz¹cego w swoim za³o³eniu trudne do pogodzenia wymagania, wychodz¹ce z mechaniki lotu ma³ych i du³ych prêdkoœci. Na przyk³ad w locie z prêdkoœci¹ podd³ywiêkow¹ skrzyd³o powinno byæ stosunkowo grube, z du³ym wyd³u³eniem, a kad³ub o ma³ym wyd³u³eniu, a w lotach z prêdkoœci¹ przy- i nadd³ywiêkow¹ wymagane jest znów skrzyd³o cienkie o ma³ym wyd³u³eniu oraz kad³ub z du³ym wyd³u³eniem.

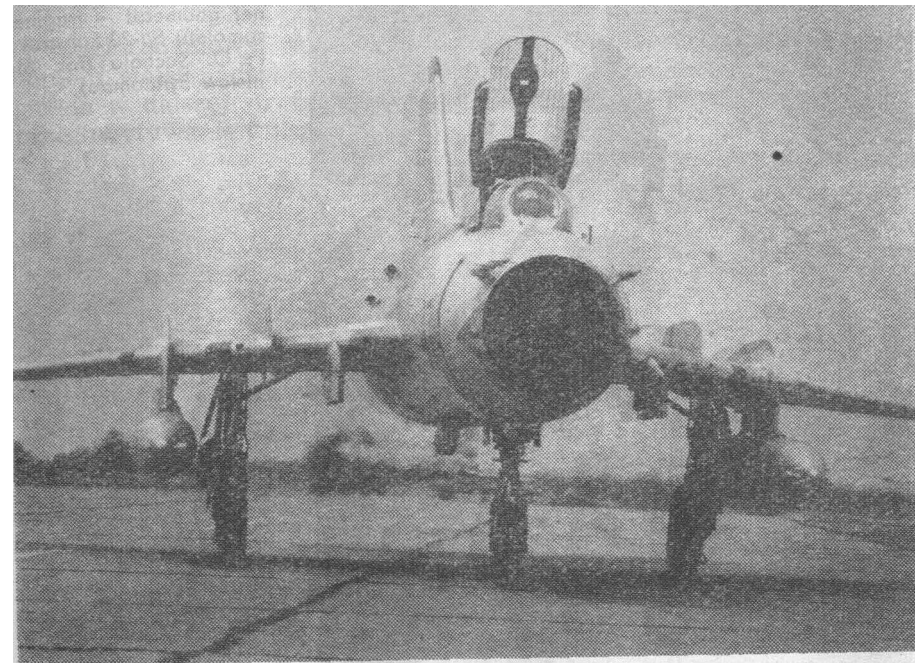
Studia i badania laboratoryjne pozwoli³y na poznanie zalet proponowanego uk³adu, pozosta³a tylko praktycznie realizacja przedsiêwziêcia. Prace w tym kierunku trwa³y od dawna, a zadanie polega³o na zbudowaniu skrzyd³o o ruchomych zewnêtrznych czêciach zamocowanych przegubowo do czêci œrodkowej skrzyd³a i uruchamia-

nych specjalnym mechanizmem przy ruchu w płaszczyźnie poziomej z położenia prostopadłego do położenia skośnego, względem osi podłużnej kadłuba. Ze zmianą położenia zmienia się rozpiętość, kąt skosu, powierzchnia, obrys i grubość względna skrzydła. Dzięki temu samolot uzyskuje właściwą sprawność w różnych fazach lotu. Skrzydło w postaci prostej o małym skosie, większej grubości względnej i dużym wydłużeniu stosowane jest przy starcie, lądowaniu, locie z prędkością poddźwiękową dla osiągnięcia największego zasięgu lub długotrwałości lotu itd. Skrzydło o dużym skosie i małym wydłużeniu, z obrysem zbliżonym do skrzydła trójkątnego, stosowane jest natomiast w locie szybkim przy prędkościach naddźwiękowych.

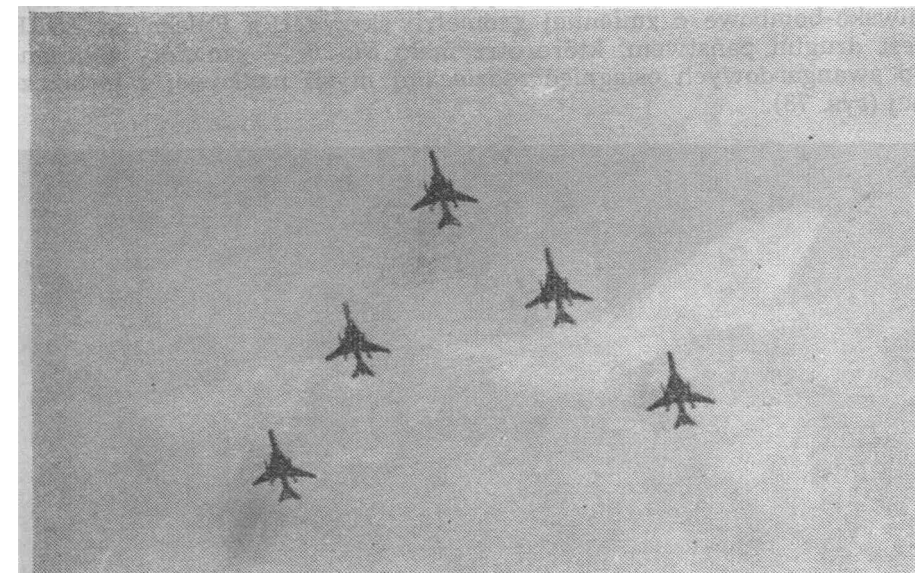
Badania i próby na samolotach eksperymentalnych trwały długo, ponieważ pociągały za sobą konieczność rozwiązania szeregu problemów technicznych i zbadania zjawisk występujących w locie, w zależności od wielu zmiennych czynników. Podstawowym zagadnieniem było jednak skonstruowanie węższego zawieszenia ruchomych części skrzydła, jego układu wytrzymałościowo-kinematycznego oraz mechanizmu zmiany położenia części ruchomych. Przeciętne i połączone przegubem skrzydło musi nadal przekazywać na kadłub duże siły i momenty przy jednoczesnym zachowaniu pełnej sprawności ruchowej. Pomimo tych i innych trudności, skrzydło o zmiennej geometrii zostało zastosowane w praktyce. W badaniach porównywalnych takich samych samolotów, mających skrzydła skośne i skrzydła o zmiennej geometrii, uzyskano potwierdzenie dociekań teoretycznych i badań tunelowych. Nowe skrzydło wydatnie poprawia charakterystyki lotne samolotu przez zmniejszenie prędkości startu i lądowania, a zatem skrócenie rozbiegu i dobiegu, daje wzrost prędkości wznoszenia, zmniejszenie promienia zakrętu, wydłużenie czasu trwania lotu i zwiększenie zasięgu samolotu. Cechy te w istotny sposób wpływają na walory samolotów myśliwsko-bombowych, charakteryzujących się różnorodnością wykonywanych zadań: od atakowania celów naziemnych w locie niskim z prędkością poddźwiękową, do przechwytywania w stratosferze samolotów naddźwiękowych.

Samoloty o zmiennej geometrii skrzydła, skonstruowane przez Biuro P.O. Suchoja, zademonstrowano po raz pierwszy podczas pokazów lotniczych w czerwcu 1967 r. na lotnisku Domodedowo pod Moskwą. Konstrukcja ta wzbudziła wielkie zainteresowanie w świecie lotniczym i była szeroko komentowana przez codzienną prasę i prasy lotnicze. Budowane seryjnie maszyny weszły do uzbrojenia radzieckiego lotnictwa wojskowego pod koniec lat sześćdziesiątych.

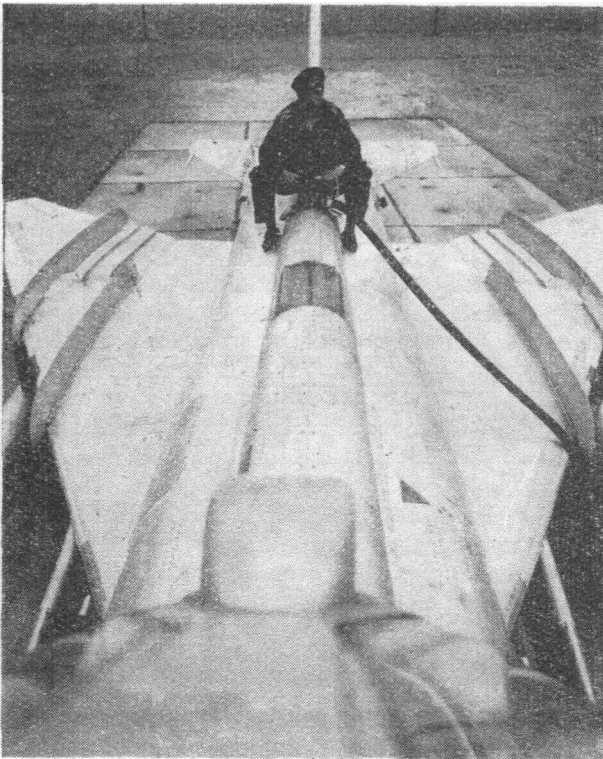
Wojska Lotnicze PRL mają w swoim wyposażeniu również samoloty Su-20 ze skrzydłem o zmiennej geometrii, konstrukcji Biura Pawła O. Suchoja (rys. 75). Maszyny te pokazano po raz pierwszy milionom polskich widzów w lipcu 1974 r., w filmie krótkometrażowym o przygotowaniu wojska do lipcowej defilady. Lece w szeregu maszyny zademonstrowały wówczas sposób zmiany kąta skosu skrzydła. Podczas wojskowej parady z okazji XXX-lecia PRL 22 VII 1974 r. największą sensację wzbudziła piątka Su-20, zademonstrowana w locie na małej wysokości z rozłożonymi skrzydłami i cięgłami za sobą czerwone smugi dymów. Był to pierwszy publiczny pokaz maszyn tego typu będących w wyposażeniu naszego lotnictwa wojskowego (rys. 76). Samoloty te, najnowocześniejsze w swojej klasie, stanowią wielką niespodziankę. Wprowadzenie ich do jednostek LLP



Rys. 75. Jeden z pierwszych samolotów Su-20 w służbie polskiego lotnictwa wojskowego (fot. Stanisław Syndoman)

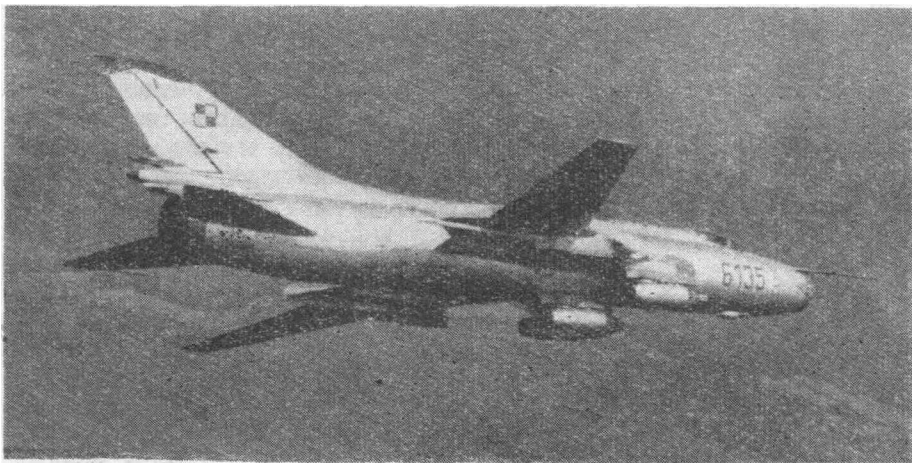


Rys. 76. Samoloty Su-20 ze skrzydłami o zmiennej geometrii podczas parady XXX-lecia PRL 22 VII 1974 r. (fot. Lech Zielaskowski)



Rys. 77. Skrzydła o zmiennej geometrii — fragment samolotu Su-20 konstrukcji P. O. Suchoja (fot. Stanisław Syndoman)

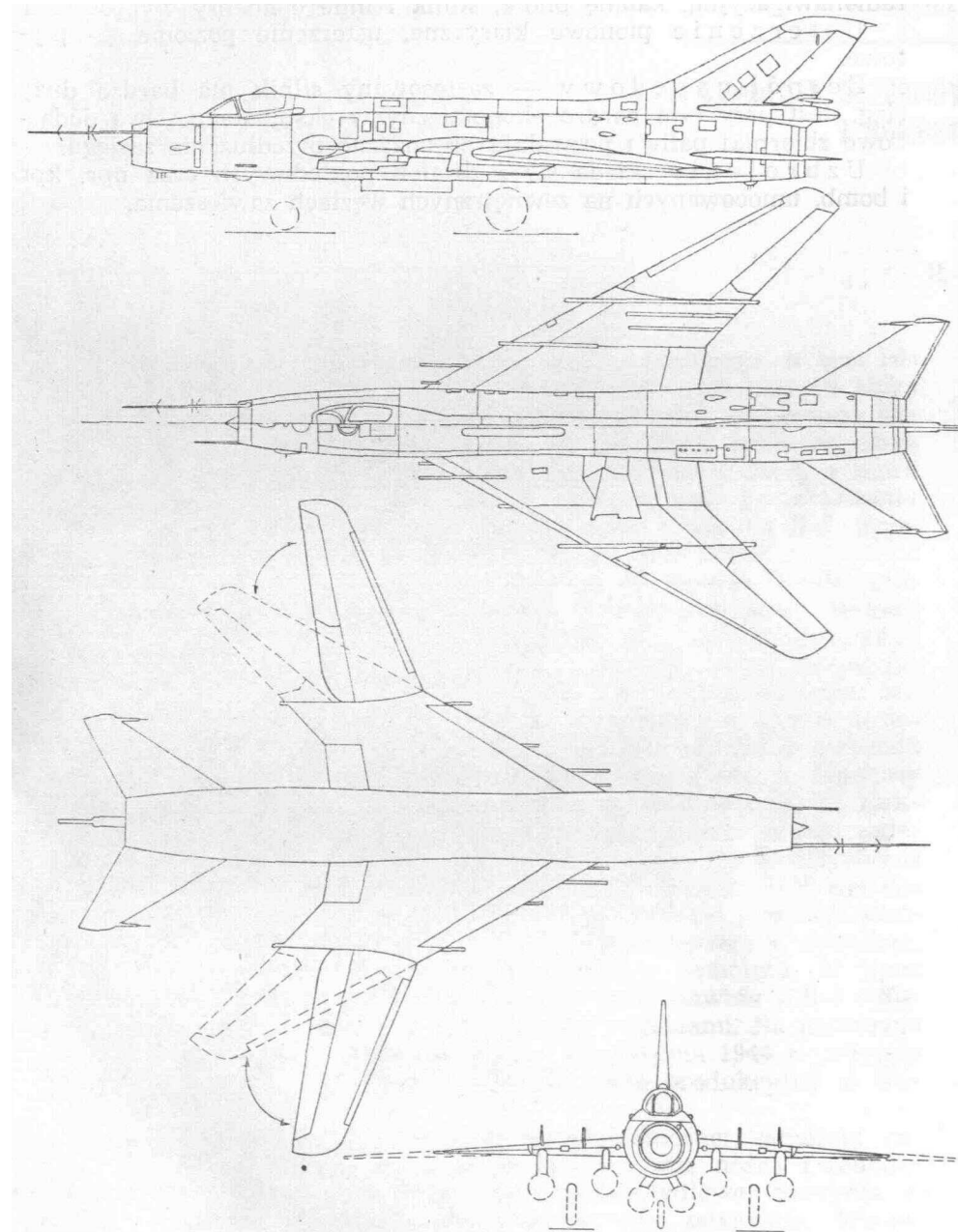
jest jeszcze jednym świadectwem stałego postępu w dziedzinie uzbrojenia i wzrostu potencjału obronnego PRL (rys. 77). Lotnictwo nasze należy do grupy nielicznych, mających w wyposażeniu samoloty myśliwsko-bombowe o zmiennej geometrii skrzydeł, a Polska po ZSRR jest drugim państwem, które otrzymało Su-20 — samoloty zaliczane do awangardowych osiągnięć radzieckiej myśli naukowej i technicznej (rys. 78).



Rys. 78. Samolot Su-20 w locie (fot. Lech Zielaskowski)

Przeznaczenie, konstrukcja i uzbrojenie

Wielozadaniowy samolot bojowy jest przeznaczony do wsparcia ogniem wojsk lądowych na polu walki, niszczenia obiektów nieprzyjaciela w dalszej strefie taktycznej, dokonywania rozpoznania oraz do przechwytywania i niszczenia samolotów (rys. 79).



Rys. 79. Sylwetka samolotu Su-20

Jednosilnikowy średniopłat ze skrzydłami o zmiennej geometrii. Konstrukcja całkowicie metalowa.

Skrzydła zupełnie nowej konstrukcji o geometrii zmiennej w locie. Zmiana położenia dokonywana jest bardzo szybko — w ciągu kilku sekund.

Kadłub o konstrukcji półskorupowej mieści w sobie aparaturę radionawigacyjną, kabinę pilota, silnik i inne elementy wyposażenia.

Usterzenie pionowe klasyczne, usterzenie poziome — płaszczykowe.

Zespół napędowy — zastosowany silnik ma bardzo duży ciąg. Jest przy tym bardzo ekonomiczny w eksploatacji. Dwa dodatkowe zbiorniki paliwa pozwalają na znaczne przedłużenie zasięgu.

Uzbrojenie składa się z działek pokładowych oraz npr, kpr i bomb, umocowanych na zewnętrznych węzłach zawieszenia.

Rozdział

SAMOLOTY SZTURMOWE I BOMBOWE

Państwowy Komitet Obrony ZSRR uznał w 1943 r. za konieczne wprowadzenie do następnej fazy Wielkiej Wojny Narodowej udoskonalonego, nowocześniejszego sprzętu bojowego, w tym również samolotów szturmowych. Dla zaspokojenia tych potrzeb biura konstrukcyjne opracowały projekty, spośród których zamierzano dokonać wyboru maszyny przeznaczonej do produkcji wielkoseryjnej. Biuro P. O. Suchoja przedstawiło projekty Su-6/III i Su-8, a biuro S. W. Iljuszyna: I³-8 oraz I³-10. Zespół Iljuszyna przy projektowaniu w pełni uwzględnił doświadczenia bojowe załóg i maszyn I³-2, uzyskane w walkach na frontach Wielkiej Wojny Narodowej.

W lutym 1944 r. w seryjnej wytwórni nr 18 Znamia Truda, produkującej w wielkich seriach samoloty I³-2m3, ukończono budowę trzech prototypów I³-10. Samolot odznaczał się starannie opracowanym czystym aerodynamicznie kształtem, nowoczesnymi rozwiązaniami konstrukcyjnymi, korzystnymi osiowymi i wysokimi walorami bojowymi. Maszyna była przystosowana do korzystania z lotnisk o nawierzchni nieutwardzonej. Prototypy po oblataniu oddano w kwietniu do prób państwowych, które zakończono 9 lipca 1944 r. Maszyny badali w locie m.in. piloci doświadczalni A. K. Dołgow i W. K. Kokinaki, którzy podczas pokazu przed przedstawicielami wadliwie demonstrowali na prototypie ewolucje w powietrzu, jakie dotychczas widziano jedynie w wykonaniu samolotów myśliwskich. I³-10 był dobry w pilotażu, stateczny i zwrotny. Pokaz zadziwił również obecnych na lotnisku przedstawicieli biura konstrukcyjnego i wytwórni, którzy byli przygotowani na tak demonstrację samolotu. W lipcu 1944 r. prototyp pomyślnie przeszedł próby porównawcze z I³-8 i Su-6/III, dystansując te maszyny pod wieloma względami. Na podstawie uchwały Państwowego Komitetu Obrony 23 sierpnia 1944 r. przyjęto I³-10 do produkcji seryjnej, uruchamiając linie produkcyjne w wytwórni Nr 18.

Dla poprawienia charakterystyki aerodynamicznej samolotu zastosowano cieńszy profil, zmniejszono powierzchnię nośną i zabudowano nowe, bardziej efektywne klapy podskrzydłowe. Skrzydła w widoku z przodu otrzymały charakterystyczne załamanie. Wznios skrzydła środkowego wynosił 0°, a skrzydła zewnętrznego 4°, co przy załamanie linii grzbietowej dawało efekt podobny do spłaszczonego

W. Znaczny skos zewnętrznych części skrzydła przypominał ostatnich serii *Il-2m3* — tzw. strażek, stosowanych również w LLP po zakończeniu wojny. Kadłub *I-10* otrzymał mały przekrój poprzeczny i bardziej płynne przejścia aerodynamiczne. Chłodnice wody i oleju umieszczono w środkowym skrzydle, doprowadzając tam powietrze przez duże chwytły, znajdujące się w krawędziach natarcia u nasady skrzydła — przy kadłubie. Podwozie główne zostało całkowicie schowane w skrzydła, a koło ogonowe do kadłuba. Napęd stanowił mocniejszy i bardziej ekonomiczny silnik rzędowy konstrukcji Mikulina *AM-42* o mocy 1472 kW (2000 KM). W efekcie zmniejszenia oporu aerodynamicznego i wzrostu mocy jednostki napędowej znacznie zwiększyła się prędkość samolotu w locie poziomym oraz prędkość wznoszenia i pułap. Uzbrojenie zastosowano początkowo takie samo jak w *Il-2m3*, zamieniając je później na silniejsze. *I-10* otrzymał wzmocniony pancerz ochronny, przy czym cała kabina strzelca radio-telegrafisty włączona była do przedziału opancerzonego.

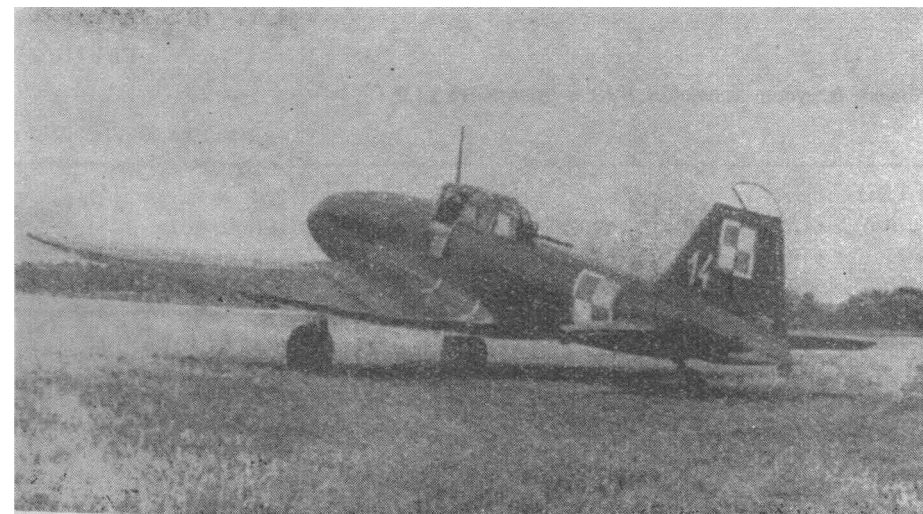
Pierwsze seryjne *I-10* zaczęły od października 1944 r. napływać do jednostek szkolnych. Wkrótce przebrojono pierwsze pułki lotnictwa szturmowego, które weszły w lutym 1945 r. do walk nad rzeką Nysą. Do maja 1945 r. skierowano na front ponad 100 *I-10*, które stanowiły wyposażenie czterech pułków lotniczych. Nowe maszyny były również wykorzystane w walkach przeciw japońskiej Armii Kwantuńskiej, prowadzonych na Dalekim Wschodzie. Ataki były dokonywane również przeciw jęgludze i portom przeciwnika. Na przykład 26 PLSz szturmując 9 i 10 VIII 1945 r. okręty wojenne, zgrupowane w porcie Rasin, zatopił dwa transportowce i ciężko uszkodził kilka innych okrętów. Dowiadczczenia uzyskane z eksploatacji w warunkach bojowych pozwoliły na wprowadzenie następnych ulepszeń. W porównaniu z dotychczas używanym *I-2*, *I-10* miał szereg zalet: wyróżniał się lepszymi osiągami, miał większy zakres prędkości lotu od V_{min} do V_{max} oraz większą prędkość wznoszenia i lepszą zwrotność, co pozwalało na podjęcie skutecznej walki z nieprzyjacielskimi myśliwcami. Dzięki zastosowaniu bardziej skutecznego opancerzenia wrażliwych punktów — znacznie przedłużono żywotność samolotu. *I-10* odznaczał się również łatwością techniki pilotażu, pozwalającą na szybkie opanowanie maszyny w procesie szkolenia personelu latającego.

Po zakończeniu działań wojennych rozwijano produkcję samolotów *I-10*, które sukcesywnie wypierały *I-2* z jednostek lotnictwa szturmowego. W poszczególnych seriach stopniowo wprowadzano zmiany modernizacyjne zarówno w zakresie konstrukcji, jak i wyposażenia i uzbrojenia. Jako pierwsze zostało wymienione uzbrojenie kabiny strzelca rtg, gdzie wkm UBT kal. 12,7 mm zastąpił działkiem UB-20. Zmieniono również uzbrojenie w skrzydłach, zastępując 2 działka WJa kal. 23 mm i 2 k.m. SZKAS kal. 7,62 mm przez 4 działka NS-23.

Do produkcji oddano także wersję szkolno-bojową *UI-10*, różniącą się przedłużoną kabiną załogi, wskutek umieszczenia ucznia pilota i instruktora twarzami w kierunku lotu (w wersji bojowej skrócenie kabiny uzyskano dzięki usytuowaniu pilota i strzelca rtm plecami do siebie). W drugiej kabinie — instruktora, znajdowały się organa sterowania i komplet przyrządów pokładowych. Uzbrojenie *UI-10* było zredukowane do dwóch działek NS-23 i dwóch wyrzutni npr.

Biuro Konstrukcyjne S. W. Iljuszyna opracowało również wersję rozwojową *I-10M*, a ponadto nowe typy: *I-16* napędzany silnikiem *AM-43* o mocy 1693 kW (2300 KM) oraz *I-20*. Samoloty te nie weszły jednak do produkcji seryjnej, a prace nad *I-20* przerwano. Na początku lat pięćdziesiątych zakończono w ZSRR produkcję *I-10*, po wypuszczeniu 4966 sztuk w różnych wersjach. Do dzisiaj zachowały się tylko nieliczne egzemplarze tych maszyn: jeden w wersji eksperymentalnej *I-10M*, z dodatkowym silnikiem rakietowym, znajduje się w wojskowym muzeum lotnictwa w Monino pod Moskwą, a drugi w wersji standardowej ustawiony jest na cokole, jako pomnik w Lidzie w Białoruskiej FSRR.

Od 1949 r. zaczęto dostarczać samoloty *I-10* do krajów obozu socjalistycznego. Bojowo wykorzystano je w Korei podczas walk z obcymi interwentami. W 1951 r. produkcję licencyjną tych maszyn podjęła czechosłowacka wytwórnia Avia w Czakowicach. W Czechosłowacji maszyny te oznaczono jako B-33. Pierwszy egzemplarz wyprodukowany w Avii, ale jeszcze z silnikiem importowanym *AM-42*, został oblatany 26 XII 1951 r. Drugi egzemplarz z czeskim silnikiem licencyjnym *M-42* wykonał pierwszy lot 13 V 1952 r. Czeskie B-33 były uzbrojone w 4 działka NS-23RM z zapasem amunicji 150 sztuk na działko. Na samolocie zabudowano nowy fotokarabin S-13. W kabinie strzelca zamocowane było stanowisko WU-9M z działkiem BWT-20E, oznaczanym również jako B-20. Pod skrzydłami zamocowane były 4 wyrzutnie szynowe 2RU324 dla czterech pocisków N-150. Oprócz standardowego wyposażenia radioelektronicznego B-33 otrzymał również aparaturę identyfikacyjną SzCz-3M. W latach 1953—1954 nastąpiły dostawy dużych ilości B-33 do Polski, Węgier, Rumunii i Bułgarii. Ogółem dostarczono tam około 600 sztuk tych maszyn. W 1955 r. zakończono w Avii produkcję, po wypuszczeniu około 1200 B-33. Razem z poprzednio wymienionymi samolotami produkcji radzieckiej daje to około 6170 sztuk. *I-10* był ostatnim samolotem



Rys. 80. Jeden z pierwszych Janusz Szymański)

I-10

w

Lotnictwie polskim (fot.

bojowym napędzanym silnikiem tłokowym, produkowanym w wielkich seriach. Następne maszyny, przeznaczone do wsparcia ogniem wojsk lądowych, były napędzane silnikami odrzutowymi.

Pierwsze I³-10 sprowadzono do Polski na początku 1949 r. (rys. 80). Maszyny wprowadzano stopniowo do jednostek lotnictwa szturmowego, gdzie w okresie przejściowym dublowały etatowe maszyny 11-2. Po kilku miesiącach, w końcu sierpnia 1949 r., na stanie poszczególnych jednostek znajdowało się 40 I³-10. Szczegółowe dane dotyczące tego okresu przedstawiono w tablicach 8 i 9.

Liczby samolotów 11-10 oraz I³-2 w okresie przebrojenia jednostek

Stan na 31 VIII 1949 r.				
Jednostka	11-10	11-2m3	UII-2	Razem
4 PLSz	18	39	6	63
5 PLSz	10	43	5	58
6 PLSz	12	38	7	57
OSL	—	9	13	22
SEL-MW*	—	9	1	10
O g ó 3 e m :	40	138	32	210

*ródło: CAW
Samodzielna Eskadra Lotnicza Marynarki Wojennej.

Numery fabryczne samolotów 11-10 w jednostkach LLP

wg stanu na 31 VIII 1949 r.

- 4 PLSz
6410402, 6410602, 6410307, 6410508, 6410401, 6410308, 6410506,
6415010, 6410708, 6416010, 6420505, 6420302, 6420306, 6420504,
6420703, 6420403, 6420709, 6420701
- 5 PLSz
10707, 10704, 10706, 10310, 10304, 10503, 10409, 10407, 10410,
10605
- 6 PLSz
6410502, 6410501, 6410601, 6410303, 6410309, 6410405, 6410604,
6410702, 6410706, 6410609, 6410408, 6410404

*ródło: CAW

I³-10 zademonstrowano po raz pierwszy przed publicznością¹ na Okêciu podczas centralnych obchodów Œwiêta Lotnictwa 4 IX 1949 r. Samolot był pilotowany przez kpt. Malinina z lotnictwa szturmowego, który na wstêpie dał pokaz ataku z lotu nurkowego z wyrwaniem nad ziemi¹, a następnie zademonstrował szybkie wznoszenie i osi¹-gniêcie wysokiego pułapu. I³-10 w krótkim czasie znikn¹³ na tle nieba. Wrażenie było oszałamiające. Szturmowiec wykazał bowiem przedko¹ blisko samolotom myśliwskim zarówno w locie poziomym, jak i podczas wznoszenia, pokazując w międzyczasie duży¹ zwrotno¹ i znakomit¹ moŹliwość dok³adnego raŹenia celu.

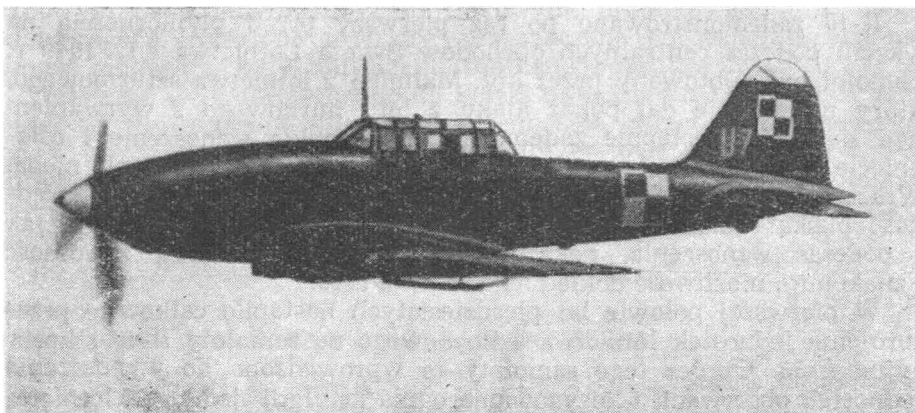
W pierwszej połówce lat pięćdziesiątych nastąpiło całkowite przebrojenie jednostek lotnictwa szturmowego na samoloty R-10 i licencyjne B-33. Oprócz tego samoloty te wprowadzono do wyposażenia jednostek obserwacji i korygowania ognia artylerii, jednostki lotniczej Marynarki Wojennej (rys. 81) i do OSL-4 w Dêblinie, gdzie od 1951 r. wykorzystywano w procesie szkolenia również szkolno-bojowe UI³-10 (rys. 82).

Używane w Polsce oryginalne radzieckie I³-10, jak również licencyjne B-33, były poddawane modernizacji. Jednym z oryginalnych pomysłów była adaptacja na samolot dalekiego zasięgu. Kilka I³-10 zostało przebudowanych według projektu racjonalizatorskiego, którego autorem był ppłk mgr inŹ. Zenon Klimkowski. Przeróbka polegała na podwieszeniu do zamków bombowych, pod skrzydł³em œrodkowym, dwóch dodatkowych zbiorników o pojemności 400 dm³ kaŹdy, takich samych jak w samolotach Lim-5. Na maszynach tych zmodyfikowano również instalację paliwow¹, przystosowuj¹c ją do nowych warunków zasilania silnika.

W 1957 r. zaczęto wycofywać I³-10 z lotnictwa szturmowego, wpro-



81. I³-10 w jednostce lotnictwa Marynarki Wojennej (fot. Lech Zielaskowski)

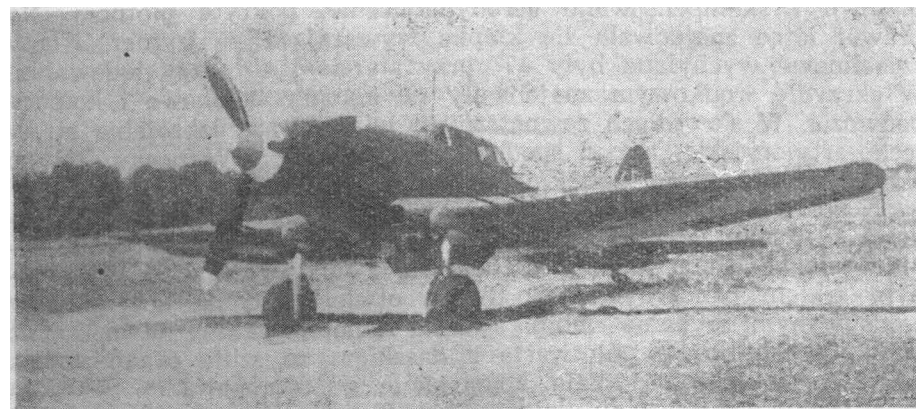


Rys. 82. Dwuosobowy samolot szkolno-bojowy UI-10 (fot. WAF)

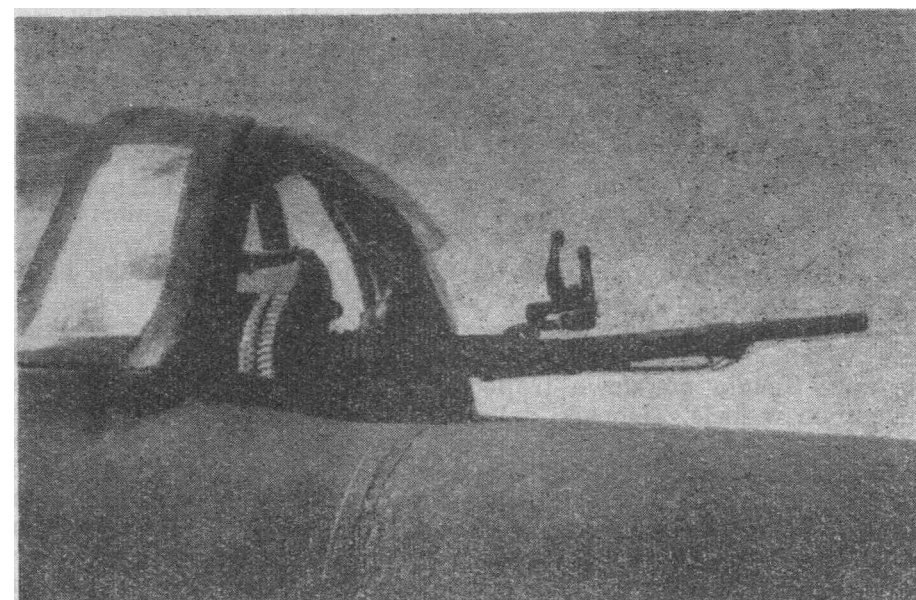
wadza¹c w ich miejsce samoloty *Lim-2* i *Lim-2R* uzbrojone w dzia³ka i bomby 50—100 kg. Akcj^ę zakończono na prze³omie 1959/1960 r. *I³-10* by³ ostatnim samolotem szturmowym z nap^ędem t³okowym, znajduj¹cym si^ę w wyposażeniu lotnictwa polskiego. Po wycofaniu *I³-10* z jednostek lotnictwa szturmowego kilka maszyn tego typu uży-
wano do celów pomocniczych, a dwa *I³-10* oddano do dyspozycji Instytutu Lotnictwa w Warszawie z przeznaczeniem do badań i prób w locie. Dwie maszyny bojowe zachowa³y si^ę w ca³o^{ści}, s³uż¹c dzisiaj jako eksponaty muzealne. Jedna z nich — oryginalny radziecki *I³-10*, znajduje si^ę w posiadaniu Muzeum Wojska Polskiego w Warszawie (rys. 83), a druga B-33, produkcji czeskiej, stanowi eksponat Muzeum Lotnictwa i Astronautyki w Krakowie (rys. 84 i 85).



Rys. 83. *I³-10* w Muzeum Wojska Polskiego (fot. Andrzej Morga³a)



Rys. 84. Licencyjny B-33, eksponat Muzeum Lotnictwa i Astronautyki w Krakowie (fot. Andrzej Morga³a)



Rys. 85. Karabin maszynowy ka³. 12,7 mm w kabinie strzelca pok³adowego samolotu B-33 (fot. Andrzej Morga³a)

Przeznaczenie, konstrukcja i wyposażenie

Opancerzony samolot szturmowy jest przeznaczony do niszczenia naziemnych celów, w przypadku konieczno^{ści} zdolny do podj^ęcia walki z samolotami przeciwnika.

Jednosilnikowy, dwumiejscowy dolnop³at z podwoziem dwuko³owym, chowanym w locie. Konstrukcja pó³skorupowa, ca³kownicie metalowa (rys. 86).

Skrzyd³a trójdzielne dwud³wigarowe z kesonem pracuj¹cym. Pokrycie blach¹ duralow¹ o grubo^{ści} 0,8—2,0 mm. Lotki wywa³one

masowo i skompensowane aerodynamicznie, pokryte p³ótnem. Na prawej lotce znajdowa³a się klapka wyważaj¹ca — trymer. Kłapy szczelinowe wychylane by³y 17° przy starcie i 45° przy l¹dowaniu. W skrzydle ϵ rodkowym znajdowa³y się komory bombowe i komory podwozia. W skrzyd³ach zewn³êtrznych mie³ci³o się uzbrojenie strzelecko-artyleryjskie, a pod spodem wyrzutnie npr. W nosku lewego skrzyd³a znajdowa³ się reflektor do l¹dowania w nocy.

Kad³ub w przedniej cz³eci stanowi³a skorupa pancerna o grubo³ci 4—8 mm, obejmuj¹ca silnik, ch³odnic³e, zbiorniki paliwa i kabin³e za³ogi. Os³ona kabiny sk³ada³a się z wiatrochronu ze wstawionym szk³em pancernym oraz dwóch otwieranych na bok pokryw z odsuwanymi szybami. Kabina strzelca radiotelegrafisty mia³a kształt p³ókopu³ki lub by³a p³ótwarta z daszkiem ze szk³a organicznego. Tylne cz³ee kad³uba mia³a konstrukcj³e p³óskorupow¹ o pokryciu pracuj¹cym z blachy duralowej 0,8—1,0 mm. Mie³ci³y się w niej: butle spr³ężonego powietrza, mechanizm uruchamiania kłap, mechanizm chowania tylnego podwozia oraz bloki wyposażenia radionawigacyjnego.

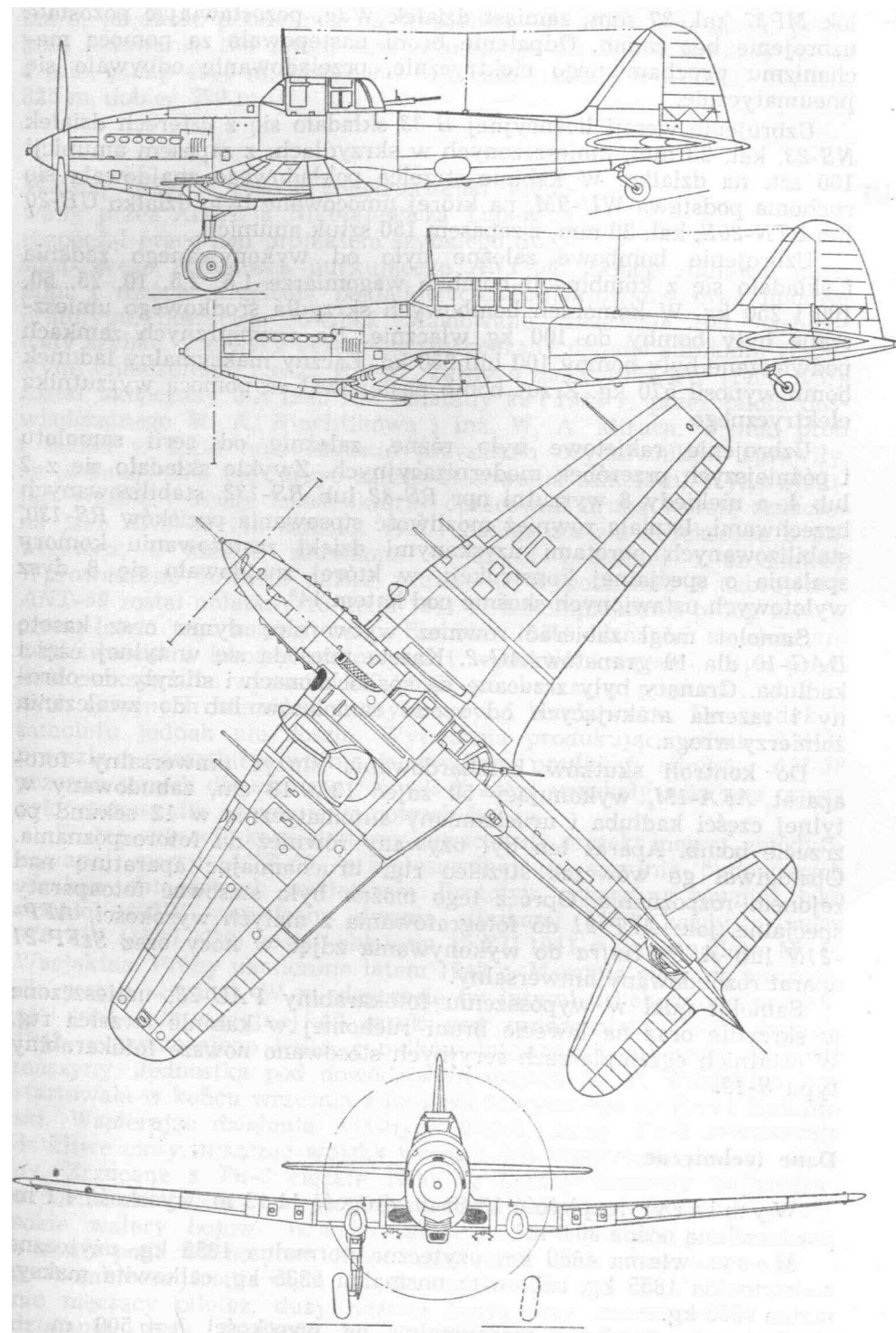
Usterzenie klasyczne, ca³kowicie metalowe. Stateczniki pokryte blach¹, stery p³ótnem. Stery by³y wyważone masowo i skompensowane aerodynamicznie. Na sterze kierunku i na obu p³óówkach steru wysoko³ci znajdowa³y się kłapki wyważaj¹ce — tryмеры.

Podwozie g³ówne jednogoleniowe chowane do ty³u z jednoczesnym obrotem o 86° wok³ osi goleni. Amortyzatory olejowo-powietrzne. Gondole kryj¹ce podwozie zredukowane by³y do minimalnych rozmiarów. K³óko ogonowe chowane by³o do ty³u, amortyzator — równie³ olejowo-powietrzny. Po schowaniu k³óko tylne wystawa³o p³ow¹ ϵ rednicy, chroni¹c sp³ód tej cz³eci kad³uba w przypadku l¹dowania ze schowanym podwoziem.

Zesp³ó³ nap³ędowy stanowi³ silnik AM-42, rz³ędowy, w uk³adzie V, ch³odzony ciecz¹, o mocy 1472 kW (2000 KM) przy 2500 obr/min. ϵ mig³o metalowe trój³opatowe o ϵ rednicy 3,6 m i skoku zmiennym w locie. Zbiorniki paliwa znajdowa³y się jeden w przedzie za silnikiem, a drugi w ϵ rodkowym p³acie pod kabin¹ pilota. ϵ iczna pojemno³a wynosi³a 747 dni³. Dwa zbiorniki oleju mia³y pojemno³a 47 dm³. Ch³odnice wody i oleju umieszczone by³y w kad³ubie za silnikiem. Chwyty powietrza ch³odz¹cego znajdowa³y się w skrzyd³ach u nasady, a wylot pod skrzyd³em ϵ rodkowym. Wylot by³ regulowany pokryw¹, zależnie od temperatury cieczy ch³odz¹cej. Pod kad³ubem znajdowa³ się chwyt powietrza do spr³ężarki, os³oni³ety filtrem siatkowym. Samolot mia³ instalacj³e elektryczn¹, hydrauliczn¹ i pneumatyczn¹.

Wyposażenie radiowe sk³ada³o się z nast³epuj¹cych urz¹dze³n: pok³adowa radiostacja nadawczo-odbiorcza RSI-6, radiop³ Kompas RPKO-10M, aparatura identyfikacyjna, telefon pok³adowy SPU-2MM.

Uzbrojenie strzelecko-artyleryjskie zależne by³o od wersji i serii samolotu. Używane w Polsce I³-10 produkcji radzieckiej mia³y w skrzyd³ach 2 dzia³ka WJa kal. 23 mm z zapasem amunicji 150 sztuk na l dzia³ko i 2 k.m. SZKAS, ka³. 7,62 mm, z zapasem amunicji 750 szt. na l k.m. W kabine strzelca rtg by³ jeden ruchomy wkm UBT, ka³. 12,7 mm, na podstawie WU-8 z zapasem amunicji 150 sztuk lub dzia³ko UB, ka³. 20 mm, z takim samym zapasem amunicji. Wytw³órnia przewidywa³a mo³liwo³e zabudowania w skrzyd³ach dwóch dzia-



Rys. 86. Sylwetki samolotów 11-10 i Uli-10

MP37 kal. 37 mm, zamiast działek *WJa*, pozostawiając pozostałe uzbrojenie bez zmian. Odpalenie broni następowało za pomocą mechanizmu uruchamianego elektrycznie, przeładowanie odbywało się pneumatycznie.

Uzbrojenie wersji licencyjnej *B-33* składało się z czterech działek *NS-23*, kal. 23 mm, umieszczonych w skrzydłach, z zapasem amunicji 150 szt. na działko. W kabinie strzelca pokładowego znajdowała się ruchoma podstawa *WU-9M*, na której umocowane było działko *UB-20* lub *BTN-20E*, kal. 20 mm, z zapasem 150 sztuk amunicji.

Uzbrojenie bombowe zależne było od wykonywanego zadania i składało się z kombinacji bomb o wagomiarze 1,5, 2,5, 10, 25, 50, 100 i 250 kg. W komorach bombowych skrzydła środkowego umieszczane były bomby do 100 kg włącznie. Na zewnętrznych zamkach podwieszane były bomby 100 lub 250 kg. Łączny maksymalny ładunek bomb wynosił 570 kg. Zrzut bomb następował za pomocą wyrzutnika elektrycznego.

Uzbrojenie rakietowe było różne, zależnie od serii samolotu i późniejszych przeróbek modernizacyjnych. Zwykle składało się z 2 lub 4, a niekiedy 8 wyrzutni np. *RS-82* lub *RS-132*, stabilizowanych brzechwami. Istniała również możliwość stosowania pocisków *RS-130*, stabilizowanych obrotami uzyskanymi dzięki zastosowaniu komory spalania o specjalnej konstrukcji, w której znajdowało się 8 dysz wylotowych ustawionych skośnie pod kątem 14°.

Samolot mógł zabierać również wytwornicę dymu oraz kasetę *DAG-10* dla 10 granatów *AG-2*. Kasetę mieściła się w tylnej części kadłuba. Granaty były zrzucały na spadochronach i służyły do obrony i rażenia atakujących od spodu samolotów lub do zwalczania żołąnierzy wroga.

Do kontroli skutków bombardowania służył uniwersalny fotoaparat *AFA-1M*, wykonujący 50 zdjęć 13 X 18 cm, zabudowany w tylnej części kadłuba i uruchamiany automatycznie w 12 sekund po zrzucie bomb. Aparat ten był używany również do fotorozpoznania. Obsługiwał go wówczas strzelec rtg, uruchamiając aparaturę nad rejonem rozpoznania. Oprócz tego można było stosować fotoaparaty specjalne, jak: *AFP-21* do fotografowania z małych wysokości, *AFP-21N* lub *AFP-21in* do wykonywania zdjęć w nocy oraz *SzFP-21* aparat rozbudowany uniwersalny.

Samolot miał w wyposażeniu fotokarabiny *PAU-22*, umieszczone w skrzydle oraz na lawecie broni ruchomej w kabinie strzelca rtg. W ostatnich egzemplarzach seryjnych stosowano nowsze fotokarabiny typu *S-13*.

Dane techniczne

Wymiary: rozpiętość 13,40 m, długość 11,12 m, wysokość 4,1 m, powierzchnia nośna 30,0 m².

Masy: własna 4680 kg, użyteczna normalna 1655 kg, użyteczna maksymalna 1855 kg, całkowita normalna 6335 kg, całkowita maksymalna 6535 kg.

Osłogi: prędkość maksymalna na wysokości $h = 500$ m — 490 km/h, prędkość maksymalna na wysokości $h = 2400$ m — 530

km/h, prędkość przelotowa na wysokości 500 m — 310 km/h, prędkość lądowania 150 km/h, czas wznoszenia na wysokość 3000 m — 6 min, pułap 4000 m, zasięg 800 km, czas trwania lotu 2h28', rozbieg 825 m, dobieg 770 m.

Wiosną 1939 r. zespół konstruktorski kierowany przez Andrieja Nikołajewicza Tupolewa rozpoczął prace nad projektem szybkiego dwusilnikowego bombowca nurkującego *ANT-58*. Zaogółem stanowić mieli pilot i dwóch strzelców pokładowych. Projektowanie oraz budowa prototypu, noszącego również zakodowane oznaczenia 103, następowały szybko. Pierwszy egzemplarz napędzany dwoma silnikami rzędowymi chłodzonymi cieczą *AM-37*, każdy o mocy 1034 kW (1400 KM), został ukończony 3 X 1940 r. i oblatany 29 I 1941 r. przez pilota doświadczalnego M. A. Niuchtikowa i inż. W. A. Miruca. Wyniki prób i badań w locie oraz sugestie przyszłych użytkowników sprawiły, że postanowiono rozszerzyć zakres stosowania samolotu. Wykorzystując wnioski i uwagi konstruktorzy opracowali drugą wersję oznaczoną jako *ANT-59* lub samolot *103U*. Została zwiększona o nawigatora, a kadłub zmieniono w części przedniej i środkowej. Wprowadzono również dalsze zmiany w wyposażeniu i uzbrojeniu. *ANT-59* została oblatana 18 maja 1941 r., a kompleksowe próby zakończono latem tego samego roku. Samolot *103U* odznaczał się dobrymi właściwościami lotno-pilotажowymi i wysokimi osiłgami. Jego prędkość maksymalna wynosiła 610 km/h, przekraczając prędkości ówczesnych seryjnych niemieckich myśliwców i bombowców. Do produkcji samolotu jednak nie doszło. Wytwórnia produkująca silnik *AM-37* przeszła z początku wojny na wyrobną produkcję silników *AM-38* przeznaczonych dla szturmowców *I-2*, które uzyskały wówczas prawa priorytetowe dla zaspokojenia potrzeb frontu.

W tej sytuacji konstruktorzy opracowali projekt nowej zmodyfikowanej wersji *ANT-60*, przystosowanej do seryjnie budowanych silników chłodzonych powietrzem. Prototyp, oznaczony również jako samolot *103W*, napędzany dwoma silnikami *M-82* każdy o mocy 978 kW (1330 KM) został oblatany 15 XII 1941 r. przez pilota M. P. Wasjakina. Próby ukończono latem 1942 r. Maszyna stała się wzorcem dla wersji seryjnej. W międzyczasie (w lutym) uruchomiono produkcję sera informacyjnej 40 sztuk pod oznaczeniem *Tu-2*. Jesienią 1942 r. przebrojono jeden z pułków lotnictwa bombowego w nową maszynę. Jednostka pod dowództwem majora M. P. Wasjakina wystartowała w końcu września z lotniska fabrycznego na Front Kaliniński. Wspierając działania własnych wojsk, zaogi *Tu-2* wymierzały dotkliwe ciosy, niszczyły wojska wroga i ich umocnione punkty obrony. Zrzucały z *Tu-2* ciężkie 1000 kg bomby kruszący najbardziej odporne umocnienia wroga. Doświadczenia bojowe potwierdziły wysokie walory bojowe nowego samolotu. W opiniach przekazanych z frontu podkreślano prawidłowo rozwiniętą konstrukcję współczesnego bombowca frontowego. Największymi zaletami *Tu-2* były: lekki meczłcy pilotaż, duży udźwig bomb przy znacznym promieniu działania, duża prędkość lotu, właściwie rozlokowane stanowiska obronne, możliwość lotu i wykonania operacji z jednym pracującym

silnikiem. Łatwość pilotażu sprawiała, że samolot można było opanować w bardzo krótkim czasie, co wydatnie skracało proces szkolenia.

Wobec zwiększonych potrzeb frontu na samoloty myśliwskie i szturmowe, w niezwykle napiętej sytuacji w końcu 1942 r., podjęto decyzję o chwilowym wstrzymaniu produkcji samolotów *Tu-2*, przedstawiając wytwórnię na produkcję myśliwców *Jak-7*. Jednocześnie zalecono zespołowi konstruktorskiemu A. T. Tupolewa dokonanie rewizji projektu. Działając na podstawie wytycznych Państwowego Komitetu Obrony konstruktorzy wykorzystali przerwę w produkcji, dokonując modyfikacji maszyny. Położono przy tym nacisk na technologiczne i zwiększenie pewności konstrukcji oraz na przedłużenie żywotności samolotu. W efekcie podjętych prac zmniejszono pracochłonność produkcji o 20%, uproszczono instalację i zastosowano rozwiązania, które zwiększyły żywotność samolotu. Nowy prototyp *ANT-61* został oblatany 26 VIII 1943 r. Próby państwowe ukończono w połowie grudnia. W tym samym czasie na Syberii wytwórnia lotnicza nr 23 podjęła produkcję seryjną tych maszyn pod oznaczeniem *Tu-2S*.

W 1943 r. bombowce *Tu-2* były użyte w obszarze walk na frontach Wbroneskim i Stepowym. Po ponownym uruchomieniu produkcji uformowano z nich w 1944 r. nowe jednostki, a następnie 6 Korpus Lotnictwa Bombowego, który oddano pod dowództwo generała majora I. P. Skoka. Na początku 1945 r. korpus został wprowadzony do walk w Prusach Wschodnich, gdzie był wykorzystany w bitwie o Królewiec. Później w kwietniu i maju 6 KLB brał udział w walkach przy forsowaniu Odry i w bitwie o Berlin. Podczas szturmów hitlerowskiej metropolii wielokrotnie zrzucono z *Tu-2* na pozycje wroga ciężkie bomby o wagomiarze 1000 kg. W sierpniu 1945 r. jednostki bombowe uzbrojone w *Tu-2* zostały skierowane na Daleki Wschód, gdzie zaangażowano je do walk przeciw japońskiej Armii Kwantuńskiej w Mandżurii.

Późno wprowadzone samoloty *Tu-2* odegrały stosunkowo skromną rolę w II wojnie światowej. Maszyny te były wykorzystywane przeważnie do bombardowania z lotu poziomego, a funkcję bombowców nurkujących do końca wojny spełniały *Pe-2*. Pomimo niewielkiej ilości *Tu-2* pułki uzbrojone w te maszyny wniosły swój wkład w zwycięstwo nad faszyzmem, biorąc aktywny udział do końca działań wojennych w sierpniu 1945 r.

Tu-2S był stale modernizowany. Do końca wojny wypuszczono z wytwórni nr 23 ogółem 43 serie o ogólnej liczbie 800 sztuk. Po wojnie uruchomiono produkcję tych maszyn w wytwórni nr 166, która również wniosła swój udział do modyfikacji *Tu-2*. Proces modernizacji maszyn trwał bez przerwy, a zmiany stopniowo wprowadzano do poszczególnych serii produkcyjnych. Na przykład do znaczniejszych zmian wprowadzonych po wojnie w wytwórni nr 166 należały m.in.:

- wprowadzenie od serii 44 dwóch reflektorów podskrzydłowych zamiast jednego i zastosowanie metalowego zakończenia kadłuba zamiast drewnianego;
- zastosowanie w kadłubie od 45 serii jednego dużego iluminatora, zamiast trzech małych, dla dolnego stanowiska strzelca pokładowego;
- zmiana stanowisk strzeleckich: od 45 serii tylnego górnego strzel-

ca radiotelegrafisty, od 48 serii stanowiska nawigatora i od 50 serii stanowiska dolnego;

- zamocowanie od 50 serii uchwytów uatwiających poruszanie się po skrzydle, a od 51 serii chodnika na prawym skrzydle;
- zmiana oszklenia od 51 serii tylnego górnego stanowiska strzelca róg, zamiast ruchomej odsuwanej do tyłu osłony zastosowano nieruchome daszek ze szkła organicznego;
- zmiana od 51 serii zamków bombowych oraz kół podwozia głównego i kółka ogonowego;
- wprowadzenie od 52 serii metalowych końcówek pátów zamiast drewnianych;
- zastosowanie od 60 serii czteroópatowego śmigła *AW-9WF-21K* zamiast dotychczas stosowanego trójópatowego *AW-5W-167*;
- wprowadzenie od 61 serii dużych filtrów przeciwpółowych na wlocie powietrza do gałnika.

Do innych zmian należały: wzmocnienie konstrukcji skrzydła órodkowego, zmiana kółpaków śmigieł ze stołkowatych na wyoblone, powiększenie kabiny pilota i zmiana osłony, zastosowanie automatu do wyprowadzania samolotu z lotu nurkowego, wprowadzenie instalacji przeciwołódeniowej, modernizacja wyposażenia radiowego. Prototypy i pierwsze egzemplarze seryjne miały podskrzydłowe hamulce aerodynamiczne, stosowane do wytracania prędkości w ostatniej fazie lotu nurkowego. W późniejszych egzemplarzach seryjnych zrezygnowano z hamulców, uzyskując efekt hamowania przez ustawienie na odpowiedni skok śmigieł *AW-9WF*.

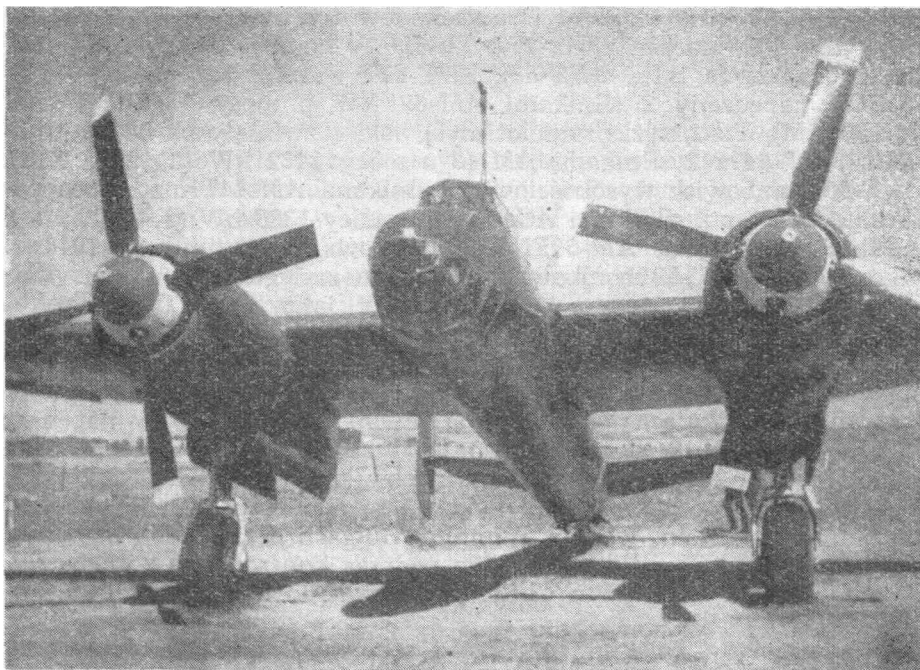
Na bazie *Tu-2S* opracowano wiele wariantów rozwojowych i maszyn doświadczalnych: *Tu-2Sz* — samolot szturmowy, *Tu-2 Parawan* — przystosowany do niszczenia zapór balonowych, *Tu-2* doświadczalny do zrzutu ciężkiego sprzętu i samochodów terenowych, *Tu-2* holowniczy dla doświadczalnych z *Me-163*, *Tu-2D* — bombowiec dalekiego zasięgu (oznaczenie B.K., *ANT-62*), *ANT-62T* wariant torpedowy, *ANT-63SDB* napędzany 2 silnikami *AM-39FNW* o mocy 1372 kW (2X 1830 KM), *Tu-1* ciężki samolot myśliwski rozwinięty na bazie *ANT-63P*, *ANT-64* z 2 silnikami *AM-42* o mocy 1472 kW (2X2000 KM), *ANT-65* bombowiec wysokoóciowy z silnikami *AM-44TK* z turbosprężarką, *ANT-67* z 2 silnikami *ACz-30BF* o mocy 1398 kW (2 X 1900 KM), *ANT-68* z silnikami *AM-39FNW* produkowany seryjnie od 1946 r. jako *Tu-10*, *ANT-69* bombowiec dalekiego zasięgu z silnikami *ASz-82FNW* produkowany seryjnie od 1946 r. jako *Tu-8*, *Tu-6* (*Tu-2R*, *Tu-2F*) samolot rozpoznawczy produkowany seryjnie od 1947 r., *Tu-12* pierwszy w ZSRR bombowiec frontowy napędzany silnikami turbosprężarkowymi *RD-45*, była to ostatnia wersja rozwojowa tej seryjnej maszyny, zamykająca generację órednich bombowców z napędem tłóokowym. W 1948 r. zakończono produkcję po wypuszczeniu 2527 samolotów *Tu-2* we wszystkich wersjach: podstawowej i pochodnych. Poza lotnictwem radzieckim bombowce te stanowiły wyposażenie sił powietrznych Polski, Węgier, Rumunii, Bułgarii oraz ChRL. Samoloty chińskie były wykorzystane bojowo podczas konfrontacji koreańskiej. Później część tych maszyn ChRL przekazała do dyspozycji lotnictwa KRLD.

W lotnictwie polskim rozpoczęto szkolenie na *Tu-2* w styczniu 1950 r. w jednostce lotnictwa bombowego. Jako pierwszy został przeszkolony personel kierowniczy: dowódca jednostki, jego zastępca do

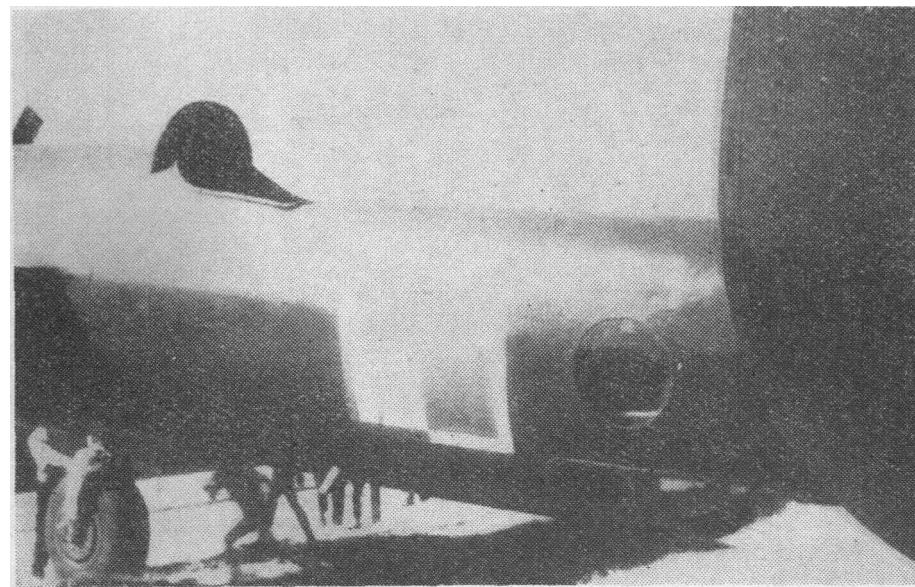
spraw pilotażu oraz dowódcy eskadr i ich zastępcy. Jednostka otrzymała w tym czasie pierwszą partię *Tu-2*, a w jakimś czasie później następną, co w sumie pozwoliło na pełne przebrojenie jednej eskadry z *Pe-2* na nowe *Tu-2* (rys. 87). Przeszkolenie odbywało się początkowo na *Tu-2*, specjalnie przystosowanym do nauki pilotażu, wyposażonym w podwójny komplet sterownic. Na miejscu pilota znajdował się uczeń, a na miejscu nawigatora instruktor. Nieco później jednostka otrzymała samoloty przejściowe *UTB-2*, które znów służyły do szkolenia w pilotażu bez widoczności ziemi oraz do lotów nocnych.

Nowe bombowce zademonstrowano po raz pierwszy społeczeństwu podczas pochodu pierwszomajowego — 1 V 1950 r. w stolicy. Członkowie lotniczej defilady wojskowej otworzyły *Tu-2*, który jako pierwszy przeleciał nad trybuną o 10.20. Samolot pilotowany przez ppor. Włodzimierza Gawryłowa, eskortowany był przez dwa myśliwce *Jak-9P*. Następnie przeleciała piątka *Ił-10*, a za nią piątka *Tu-2* przed dużą grupą bombowców *Pe-2*. Reporter pisał wówczas, że jeden z samolotów *Tu-2* prowadziła «wielko wyszkolona załoga w składzie pilot Zygmunt Michnowski, nawigator Gobis i strzelec Hinc. Po raz drugi pokazano *Tu-2* podczas pokazów lotniczych na Okęcu 20 VIII 1950 r. Tym razem klucz złożony z trzech samolotów dał efektowny pokaz bombardowania obiektu pozorowanego na lotnisku.

Średnie samoloty bombowe *Tu-2* używane w lotnictwie polskim były stosowane w odróżnieniu od *Pe-2* tylko do bombardowania z lotu poziomego. Stosowano je również do operacji nocnych, czego znów nie praktykowano na *Pe-2*. *Tu-2*, poza eskadrami bombowymi, stanowiły w pewnym okresie także wyposażenie kluczy rozpoznawczych oraz wchodziły w skład pododdziałów lotnictwa marynarki wojennej.



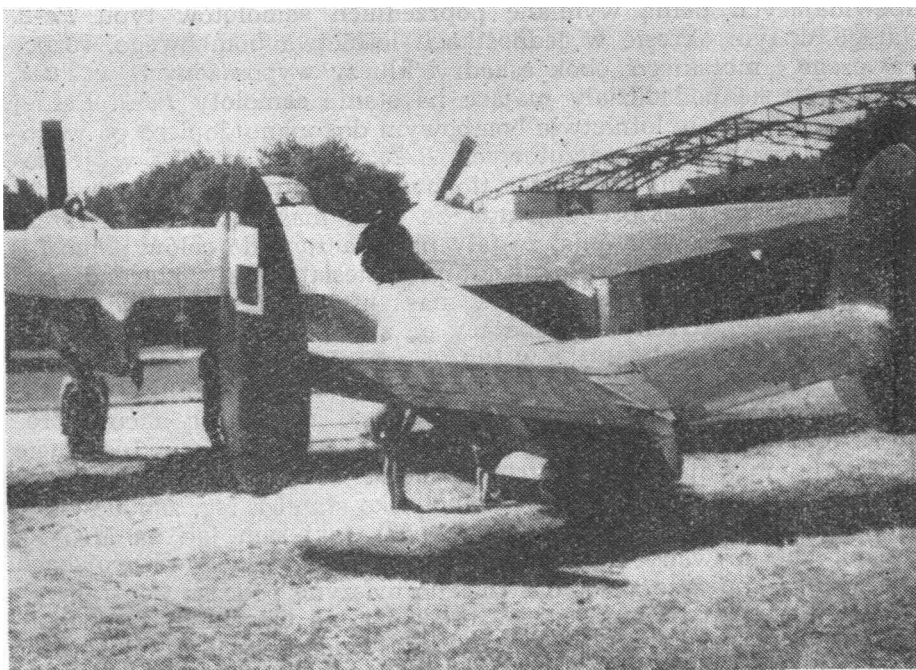
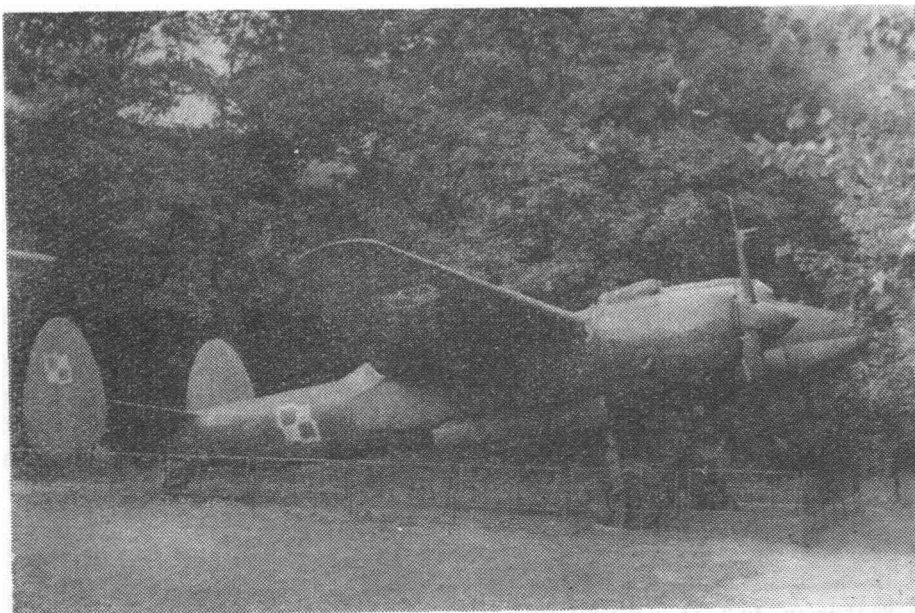
Rys. 87. Samolot bombowy *Tu-2* (fot. Andrzej Morgała)



Rys. 88. Kabina *Tu-2* ze stanowiskiem przystosowanym do katapultowania (fot. Andrzej Morgała)

Wprowadzenie tych maszyn, jakkolwiek związane z modernizacją sprzętu, zbiegało się z okresem przejścia lotnictwa z napędu tłokowego na odrzutowy. W rezultacie zaniechano sprowadzenia *Tu-2* w ilościach zapewniających pełną wymianę poprzednich samolotów typu *Pe-2*. Dlatego w tym okresie w jednostkach lotnictwa bombowego, rozpoznawczego i morskiego, obok eskadr i kluczy wyposażonych w *Tu-2*, znajdowały się pododdziały mające na stanie samoloty *Pe-2*. Pełnej wymiany sprzętu w lotnictwie bombowym dokonano dopiero po wprowadzeniu bombowców odrzutowych *Ił-28*, które zastąpiły w jednostkach pierwszej linii bombowce tłokowe obydwu poprzednio wymienionych typów. Niektóre egzemplarze tych maszyn, mające jeszcze znaczny resurs do wylatania, zostały przeznaczone do celów pomocniczych i specjalnych. W połowie lat pięćdziesiątych sformowano pododdział holowniczy, wyposażony w maszyny ze «ciągarkami do holowania rękawów strzeleckich, mający na stanie samoloty *Tu-2* i *Pe-2*. Maszyny te zakończyły służbę w 1957 r.

Jeden egzemplarz *Tu-2* został przystosowany do treningu w skokach spadochronowych z fotela wyrzucanego za pomocą naboju prochowego. Projekt przeróbki maszyny został opracowany w Instytucie Technicznym Wojsk Lotniczych. Samolot został przebudowany w LZR, gdzie usunięto tylne górne stanowisko strzelca rtg, zabudowując w tym miejscu fotel wyrzucany (rys. 88), taki sam jak na MiG-15. Samolot był używany do treningu personelu latającego w wojskach lotniczych. Publicznie zademonstrowano maszynę podczas Centralnych Obchodów Święta Lotnictwa 26 VIII 1956 r. na Okęcu. Z *Tu-2* lecącego na wysokości 1000 m skoczek doświadczalny kpt. Kazimierz Dulla odstrzelił fotel, wylatując na nim dużym skokiem poza samolot. Skoczek następnie odłączył się i otworzył spadochron. Fotel opadł na ziemię również na własnym spadochronie. *Tu-2* w wersji specjalnej



by³ pokazany nastêpnie na wystawie sprzêtu lotniczego na Okêciu, trwaj¹cej do 9 IX 1956 r. W sierpniu 1964 r. maszynê pokazano na wystawie zorganizowanej na nieczynnym lotnisku Rakowice w Krakowie, przed ówczesnym Oœrodkiem Ekspozycji Lotniczej, przekszta³conym póŹniej w Muzeum Lotnictwa. Do dzisiaj zosta³y zachowane w Polsce dwa egzemplarze *Tu-2* — jeden w oryginalnej wersji bombowej, znajduj¹cy siê w zbiorach Muzeum Wojska Polskiego w Warszawie (rys. 89), i drugi, unikat w skali œwiatowej: *Tu-2* ze stanowiskiem dla wyrzucanego fotela, bêd¹cy eksponatem Muzeum Lotnictwa i Astronautyki w Krakowie (rys. 90).

Średni bombowiec frontowy, wykorzystywany również do rozpoznania, zadań eksperymentalnych i pomocniczych.

Dwusilnikowy czteroosobowy średniopłat z podwójnym usterzeniem kierunku i z podwoziem dwukołowym, chowanym w locie. Zastosowano składowanie z pilota, nawigatora, strzelca radiotelegrafisty i strzelca pokładowego (rys. 91).

Skrzydło — trójdzielne. Część środkowa była na stałe połączona z kadłubem. Dźwigar — kesonowy. Pokrycie z gumowej blachy duralowej. Klapy — krokodylowe. Lotki — trójdzielne, szczelinowe, pokryte gumową blachą, częściowo płożym. Na prawej lotce znajdowała się klapka wyważająca (trymer). Pod prawym zewnętrznym skrzydłem znajdowały się dwa reflektory wychylane przy lądowaniu.

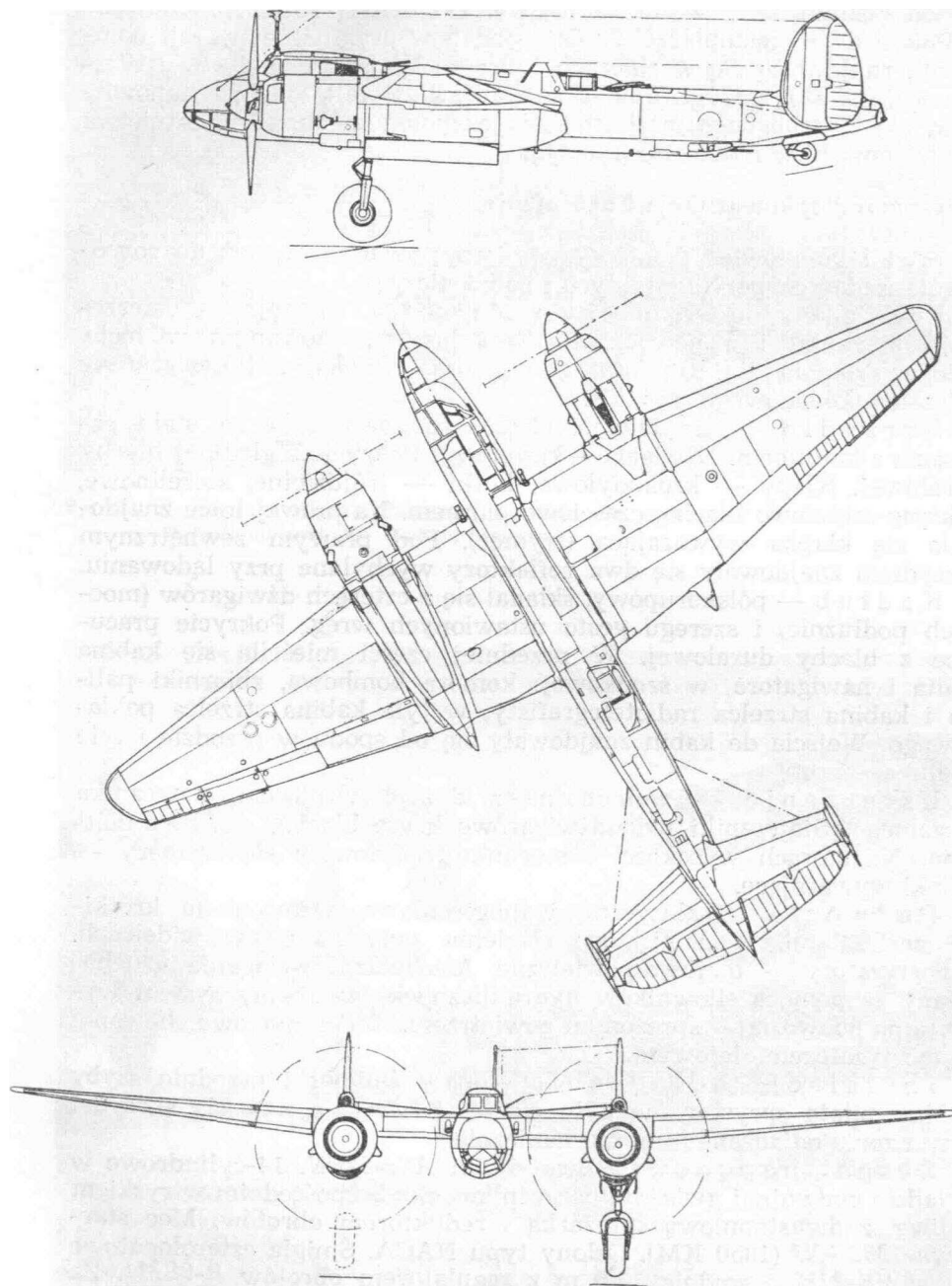
K a d³ u b — pó3skorupowy, sk³ a d a³ si ę z czterech dŷwigarów (mocnych pod³ u Ź nie) i szeregu gęsto ustawionych wręg. Pokrycie pracuj¹ c e z blachy duralowej. W przedniej cz ę ci mieci³ a si ę kabina pilota i nawigatora, w œrodkowej: komora bombowa, zbiorniki paliwa i kabina strzelca radiotelegrafisty, w tyle kabina strzelca pok³ a d owego. Wejœcia do kabin znajdowa³ y si ę od spodu w przedzie i tyle kad³ u b a.

Usterzenie — wolnonośne z dużym wzniosem statecznika poziomego. Stateczniki jednodźwigarowe kryte blach¹, stery — p³ót-nem. Na sterach wysokości i kierunku znajdowały się trymery — klapki wyważaj¹ce.

Podwozie — klasyczne jednogoleniowe, wzmocnione krótkimi zastrza³ami. Ko³a niskiego ciśnienia zamocowane w widelcach. Amortyzatory — olejowo-powietrzne. Mechanizm wci¹gania uruchamiany za pomoc¹ si³owników hydraulicznych. Awaryjny system wyrzucania podwozia — sprężonym powietrzem. Kó³ko ogonowe chowane, z amortyzatorem olejowym.

Instalacja odladzania: ³opaty æmigie³ i przednie szyby kabiny pilota spryskiwane by³y ciecz¹. Krawêdzie natarcia skrzyde³ i usterzenia odladzane by³y mechanicznie.

Zespół napędowy: dwa silniki ASz-82FN, 14-cylindrowe w układzie podwójnej gwiazdy, bezgaŹnikowe, z bezpoŹrednym wtryskiem paliwa, z dwustopniowa spręŹark¹ i reduktorem obrotów. Moc startowa 1362kW (1850KM). Osłony typu NACA-Smigacz czteroopatowe AW-9WF-21K o średnicy 3,6 m z regulatorem obrotów R-9SM1. Za Prawym silnikiem w gondoli znajdowała się spręŹarka pokładowa, 3-łożonca domienny silnik w Złobniku paliwa dla czelnojemności czeŹciach



Rys. 91. Sylwetka samolotu Tu-2

zewnątrznych skrzydła. W miarę opróżniania z paliwa zbiorniki były napełniane gazem obojętnym, uzyskanym z ochłodzonych spalin. Zbiorniki oleju każdy po 138 dm³ znajdowały się przy każdym silniku.

Wyposażenie radionawigacyjne składało się z następujących urządzeń: radiostacja I typu RSB-5 do łączności ze stanowiskiem dowodzenia, radiostacja II (dowódcy) do łączności z innymi samolotami i z ziemią, radiopółkompas RPKO-10M lub RPKO-2B, identyfikator radiolokacyjny SCz-3M, radiowysokościomierz RW-2, rozmównica pokładowa SPUF-4. W okresie późniejszym radiopółkompas został wymieniony na automatyczny radiokompas ARK-5.

Uzbrojenie strzelecko-artyleryjskie składało się z 2 nieruchomych działek SZWAK kal. 20 mm umieszczonych w części przedziałowej skrzydła, uruchamianych przez pilota, zapas amunicji wynosił 150 sztuk na działko, 3 ruchomych wkm kal. 12,7 mm, z tego dwa na grzbiecie typu UBT — nawigatora z zapasem 170 naboji i strzelca radiotelegrafisty z zapasem 250 naboji; trzeci wkm UBK ustawiony był w spodzie kadłuba i miał zapas 350 sztuk naboji.

Ładunek bomb wynosił normalnie 1000 kg w wariantcie przeciwnym 2000 kg, a przy ograniczonym zapasie paliwa 3000 kg. Bomby były podwieszone wewnątrz komory w kadłubie i na zamkach zewnętrznych.

Stanowiska załogi były chronione płytami pancernymi o grubości od 6 do 20 mm.

Sprzęt fotograficzny, zabudowany w razie potrzeby, składał się z aparatów NAFA-19 do zdjęć dziennych, NAFA-35/50 do zdjęć nocnych i AFA-1M do zdjęć dziennych.

Dane techniczne (egzemplarz seryjny z lat 1947—1948)

Wymiary: długość 13,80 m, rozpiętość 18,86 m, wysokość 4,84 m, powierzchnia nośna 48,8 m².

Masy: własna 8404 kg, całkowita normalna 10 360 kg, całkowita maksymalna 11 450 kg.

Osłogi: prędkość maksymalna 550 km/h na wysokości 5700 m, prędkość przelotowa 442 km/h na wys. 5800 m, wznoszenie 11,7 m/s, pułap 9000 m, zasięg 2180 km, rozbieg 540 m, dobieg 500 m.

W ślad za samolotami myśliwskimi, które jako pierwsze otrzymały silniki odrzutowe, zdecydowano się na zastosowanie tego nowoczesnego rodzaju napędu również na samolotach bombowych. W 1947 r. trzy biura konstrukcyjne: S. W. Iljuszyna, A. N. Tupolewa i P. O. Suchoj otrzymały zamówienie na opracowanie nowoczesnych bombowców frontowych o napędzie odrzutowym, przy czym miały to być konstrukcje opracowane od podstaw, nie stanowiące adaptacji maszyn o napędzie tłokowym, zdolne do osiągnięcia krytycznej liczby Macha rzędu 0,8 M. W efekcie podjętych prac biura opracowały projekty: dwusilnikowego I²-28, trzysilnikowego Tu-78 i czterosilnikowego Su-10.

Prace nad maszyn¹ konstrukcji OKB Iljuszyna mog³y by³ znacznie przyspieszone dzięki wcześniejszym pracom studyjnym i cennym doświadczeniom uzyskanym m.in. na zbudowanym poprzednio samolocie eksperymentalnym I³-22. Biuro konstrukcyjne wykorzysta³o tu również rozwinięcia zastosowane na innych maszynach, jak np. DWB-102 oraz prace teoretyczne katedry budowy samolotów Lotniczej Akademii Wojskowej imienia N. E. Żukowskiego.

Prototyp I³-28 napędzany dwoma silnikami RD-45 o ci¹gu 22,25 kN (2270 kG) ukończono w po³owie 1948 r. Uwag³e zwraca³o charakterystyczne proste skrzyd³o o profilu laminarnym, które zosta³o celowo wybrane przez konstruktorów. P³at taki, jakkolwiek maj¹cy krytyczn¹ liczb³e Macha $M > 1$, stanowi³ zupe³nie wystarczaj¹ce rozwinięcie dla maszyny tej klasy. Silny skos zastosowano natomiast w odniesieniu do obydwu usterze³ni, co pozwoli³o zachowa³ skuteczno³ sterów nawet przy wysokich prędko³ciach lotu. W³aciwo³ci skrzyd³a sko³neg nie by³y jeszcze wówczas dok³adnie znane, a zastosowanie go w maszynie przeznaczonej do produkcji w wielkich seriach by³o bardziej ryzykowne i grozi³o fiaskiem przedsięwzięcia. Tematem tym zajmowa³y się inne biura doświadczalno-konstrukcyjne. W przypadku I³-28, dzięki korzystnie rozwiniętej aerodynamice ca³ego samolotu, uda³o się projektantom uzyska³ stosunkowo du³e wielko³ci krytyczne liczby M, co stanowi³o znaczne osi¹gnięcie dla zastosowanego uk³adu konstrukcyjnego.

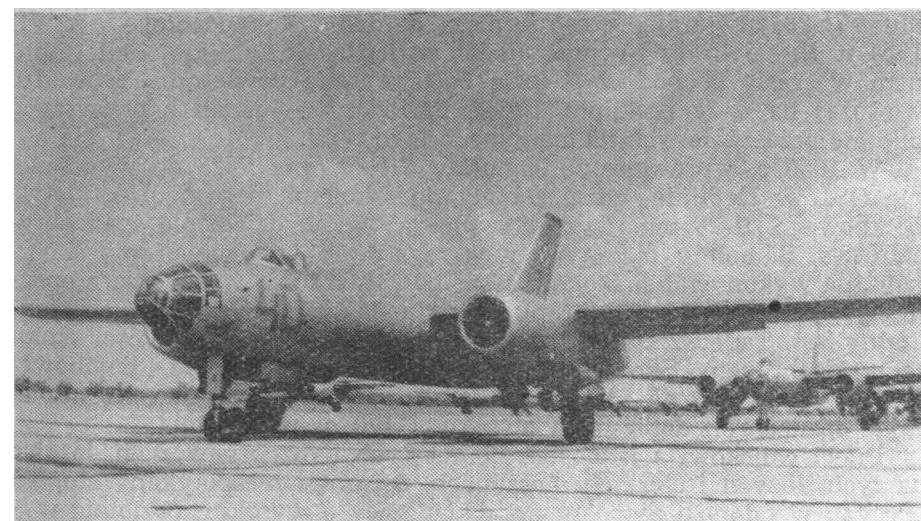
Oblot prototypu I³-28 nast¹pi³ 8 VII 1948 r. Pilotem by³ s³ynny pilot-rekordzista W³odzimierz Kokkinaki. Samolot by³ prawidłowy w pilota³u, mia³ du³ prędko³ w locie poziomym, du³ prędko³ wznoszenia, wysoki pu³ap operacyjny i znaczny zasięg z ³adunkiem bomb, nie mniejszym od 1000 kg. Wyposażenie w odpowiedni¹ aparaturę radionawigacyjn¹ pozwala³o na wykonywanie lotów w trudnych warunkach atmosferycznych i w nocy. W przypadku awarii za³oga mia³a zapewniony bezpieczny sposób opuszczenia samolotu: pilot i nawigator za pomoc¹ wyrzucanych foteli, a strzelec rtg pod os³on¹ pokrywy w³azu. W 1949 r. przeprowadzano próby porównawcze z trzysilnikowym Tu-78 (z budowy Su-10 w międzyczasie zrezygnowano), które potwierdzi³y walory I³-28. W efekcie podjęto decyzję o wielkoseryjnej produkcji tych maszyn, przyjmuj¹c je jako standardowy typ frontowego samolotu bombowego dla si³ powietrznych ZSRR. Przy projektowaniu samolotu szczegól¹ uwag³e zwrócono na zagadnienie fabrykacji, staraj¹c się w maksymalnym stopniu przystosowa³ konstrukcję do warunków technologii produkcji. Tak „utechnologiczniony” p³atowiec odznacza³ się stosunkowo nisk¹ pracoch³onno³ci¹. Na szczegól¹ uwag³e zas³ugiwa³a tutaj technologia skrzyd³a, zapewniaj¹ca wysoki stopień g³adko³ci pokrycia. Keson skrzyd³a by³ podzielony w p³aszczy³nie poziomej. Na liniach produkcyjnych osobno wykonywano cz³ę górn¹ i doln¹, a nast³ępnie ³iczono je, przytwierdzaj¹c cz³ę noskowa i sp³ywow¹.

Pierwsze 25 egzemplarzy z I serii produkcyjnej ukończono w kwietniu 1950 r. i maszyny te wzię³y udział w cz³ęci lotniczej wielkiej parady wojskowej nad placem Czerwonym w dniu 1 V 1950 r. Jednostki lotnictwa bombowego zaczęto przezbraja³ w te samoloty latem tego samego roku. Seryjne I³-28 napędzane by³y silnikami WK-1 o większym ci¹gu — 26,46 kN (2700 kG). Zalety samolotu sprawi³y, że w krótkim czasie sta³ się bardzo popularny zarówno wśród personelu

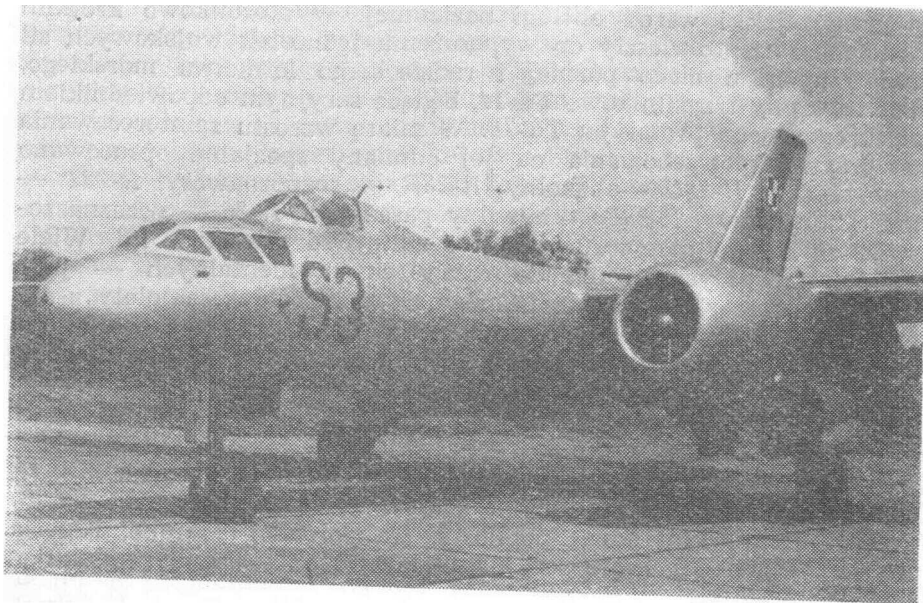
lataj¹cego, jak i wśród obs³ugi naziemnej. W stosunkowo krótkim czasie maszyny te wesz³y do wyposażenia jednostek wojskowych si³ powietrznych, a nieco p³őniej i radzieckiego lotnictwa morskiego, gdzie zast¹pi³y trzysilnikowe Tu-14, b³ed¹ce seryjnym odpowiednikiem konkurencyjnego prototypu Tu-78. W miar³e wzrostu zainteresowania maszyn¹ i zapotrzebowania na jej odmiany specjalne opracowano róż³ne wersje: I³-28U — szkolny, I³-28R — rozpoznawczy, I³-28T — morski torpedowy, I³-28P — cywilny pasażerski, I³-20 — przeznaczony do szybkiego przewozu poczty i matryc drukarskich itd. Wiele egzemplarzy przystosowano do celów eksperymentalnych — jako lataj¹ce laboratoria aerodynamiczne, holowniki celów, samoloty z dodatkowymi stanowiskami pomiarowo-badawczymi itd. ³ywotno³ konstrukcji sprawi³a, że wiele z tych maszyn stosowano do ostatnich ³at w lotnictwie szkolnym i pomocniczym.

Na pocz¹tku lat pię³dziesiątych samoloty I³-28 wprowadzono do wyposażenia lotnictwa wi³ęszoci krajów obozu socjalistycznego. Otrzyma³y je wówczas Polska, Czechos³owacja, NRD, W³ęgry, KRLD, ChRL, DRW i Kuba. Z innych krajów otrzyma³y je: Afganistan, Algieria, Egipt, Finlandia, Indonezja, Irak, Jemen, Maroko, Nigeria i Syria. W ChRL podjęto seryjn¹ budow³e tych maszyn, produkuj¹c je przez szereg lat.

Polskie lotnictwo wojskowe otrzyma³o pierwsze egzemplarze I³-28 w 1952 r. (rys. 92). Maszyny te zademonstrowano w locie po raz pierwszy 20 lipca 1952 r. podczas pokazów na Ok³ciu. Nowoczesne bombowce odrzutowe zaczę³y zast³epowa³ w jednostkach poprzednie samoloty z nap³ędem t³okowym: wys³u³one frontowe Pe-2 i wprowadzone p³őniej Tu-2. By³ to po lotnictwie my³eliwskim drugi etap wdrożenia nowej techniki nap³ędu odrzutowego. Wkrótce znaczne ilo³ci tych samolotów znalaz³y się w wyposażeniu jednostek lotnictwa bombowego, rozpoznawczego i lotnictwa marynarki wojennej. Oprócz standardowej wersji bombowej wprowadzono również wersję szkolno-treningow¹ SI³-28, róż³ni¹c¹ się brakiem uzbrojenia i konstrukcj¹



Rys. 92. Odrzutowy samolot bombowy I³-28 (fot. WAF)



Rys. 93. Przód samolotu SiE-28 (fot. Jan Hoffmann)

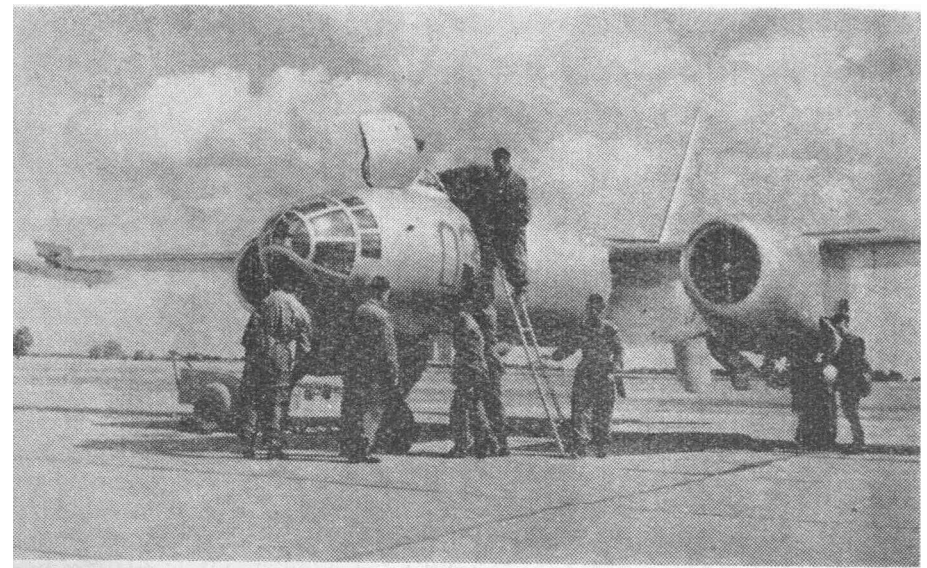
przedniej części kadłuba, gdzie w miejscu kabiny nawigatora umieszczono kabinę instruktora wyposażoną w komplet przyrządów pilotażowo-nawigacyjnych oraz w sterownice (rys. 93). Pododdziały rozpoznania i aerofotogrametrii otrzymały wersję II-28R (rys. 94) wyposażoną na stałe w zestaw aparatów fotograficznych do wykonywania zdjęć pionowych i perspektywicznych, umieszczonych w kadłubie, a ponadto w dodatkowe zbiorniki paliwa zabudowane na końcach płatów, przedłużające czas trwania lotu o około 1 h.

Następny pokaz w locie nastąpił 22 VII 1953 r. podczas defilady wojskowej w Katowicach. Nad trasę pochodu przeleciał wówczas klucz I-28, otwierając część lotniczą defilady. Rok później — 22 VII 1954 r. I-28 brały również udział w defiladzie lotniczej nad Lublinem w czasie obchodów X-lecia PRL. Paradę powietrzną prowadził wówczas na I-28 ppłk pil. Julian Pałdzior* — jeden z pierwszych pilotów przeszkolonych na maszynach tego typu.

W 1955 r. wprowadzono samoloty SI-28 oraz I-28 do wyposażenia OSL w Dęblinie, gdzie służyły do szkolenia personelu lotnictwa bombowego. I-28 ma również swoje zasługi w dziedzinie spadochroniarstwa. Samoloty tego typu wykorzystywano do wywołania skoczków dla wykonywania skoków zespołowych z dużej wysokości, z opóźnionym otwarciem spadochronu. W dniu 4 IX 1957 r. skoczek doświadczalny kpt. Tadeusz Dulla ustanowił rekord Polski w wysokości skoku ze spadochronem. Skoczek został wywieziony w komorze bombowej — I-28 na wysokość 11 900 m, skąd spadał około 195 sekund, otwierając spadochron dopiero na wysokości 400 m nad ziemią.

Piloci wojskowi z jednostek bombowych i rozpoznawczych, latając na tych dużych i ciężkich maszynach, osiagnęli niespotykany stopień precyzji w pilotażu zespołowym, świadczący o wysokim poziomie wy-

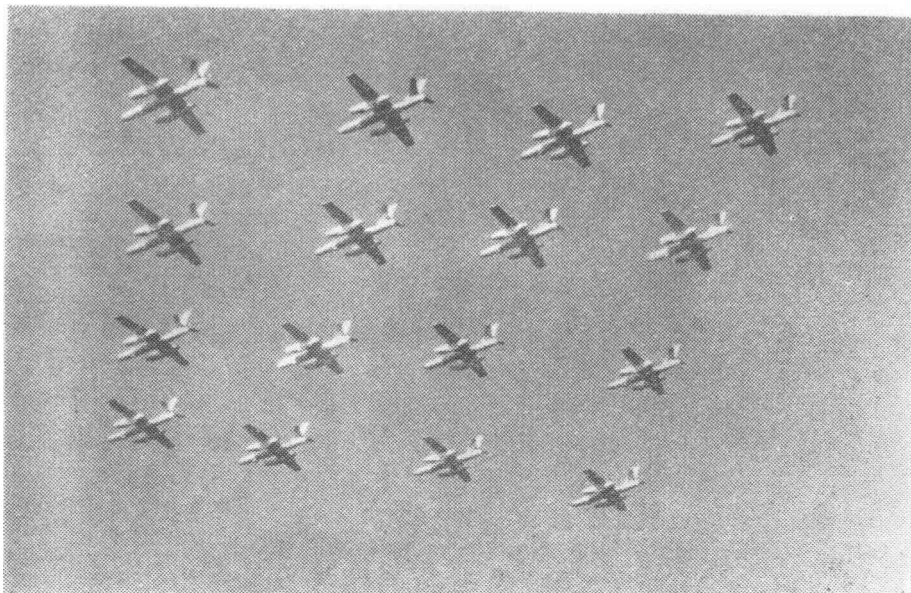
* Obecny generał brygady pilot



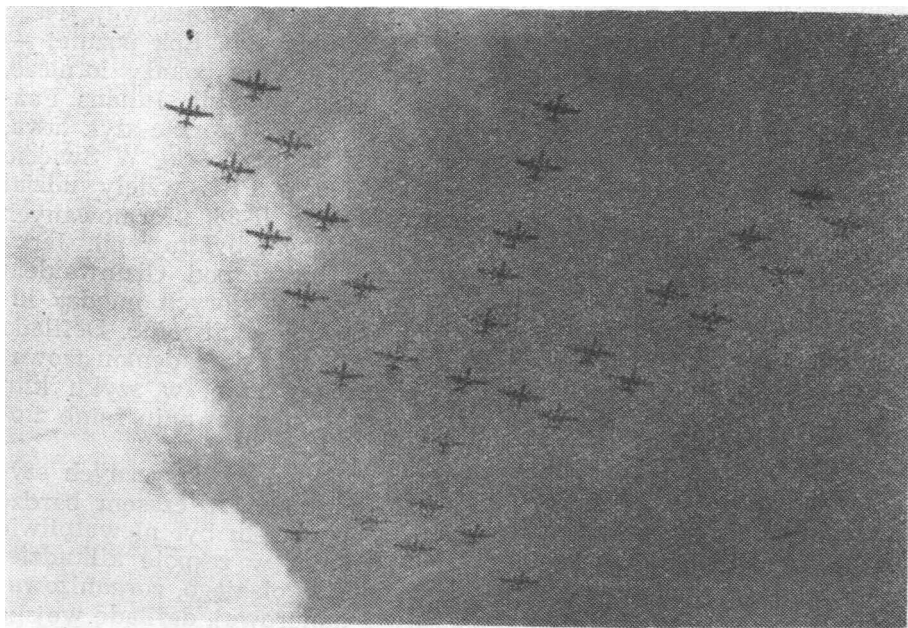
Rys. 94. Samolot rozpoznawczy I-28R (fot. WAF)

szkolenia zaog. Umiejętności demonstrowano w lotach zespołowych podczas ćwiczeń, mistrzostw, defilad czy też pokazów lotniczych. Efektowne szyki w wykonaniu zespołów I-28 były pokazywane w wielu defiladach. W dniu 22 VII 1956 r. podczas parady wojskowej nad trasą pochodu w Warszawie przeleciało 15 I-28 w kolumnie trójkami — klucz za kluczem. W czasie pokazów na Okęciu 26 VIII 1956 r. kilkanaście I-28 wzięło udział w części wojskowej, lecąc w grupie 50 odrzutowców myśliwskich i bombowych. Rok później — 8 IX 1957 r., odbyły się na lotnisku Babice wielkie pokazy lotnicze, podczas których piątka I-28 dowodzona przez płk. pil. Juliana Pałdziora uformowana we front, skrzydło w skrzydło, tworząc szyk żawa, przeleciała w locie niskim nad zgromadzoną publicznością. W Łwowie 22 VII 1959 r. w Paradzie XV-lecia PRL wzięły udział samoloty Wojsk Lotniczych, w tym również 16 I-28, uformowanych w romb (rys. 95). Dowódcą szyku i prowadzącym był mjr pil. Jerzy Adamiec. Podczas obchodów 550 rocznicy bitwy pod Grunwaldem 22 VII 1960 r. zorganizowano pokazy lotnicze, w których między innymi 16 I-28 przeleciało ponownie w szyku bojowym romb. Defilada XX-lecia PRL — 22 VII 1964 r. była znów okazją do zademonstrowania umiejętności pilotów. Samoloty przeleciały m.in. w szyku klin złożonym z flagowego I-28 i 4 Lim-2 oraz w ugrupowaniu romb złożonym z 16 I-28.

Samoloty bombowe prezentowane początkowo w klasycznych szykach, jak klucz, żawa czy klin, zaczęły formować z czasem bardzo trudne układy, w których szczytowym osiągnięciem był niewątpliwie słynny „orzeł”, wymagający długiego treningu w zespole kilkudziesięciu maszyn. W paradzie 1000-lecia Państwa Polskiego, zorganizowanej w Warszawie 22 VII 1966 r., po salwie honorowej, defiladę wojska rozpoczęło lotnictwo. Jako pierwsza przeleciała grupa 35 I-28, tworząc efektowną sylwetkę stylizowanego orła. Prowadzącym tego naj-



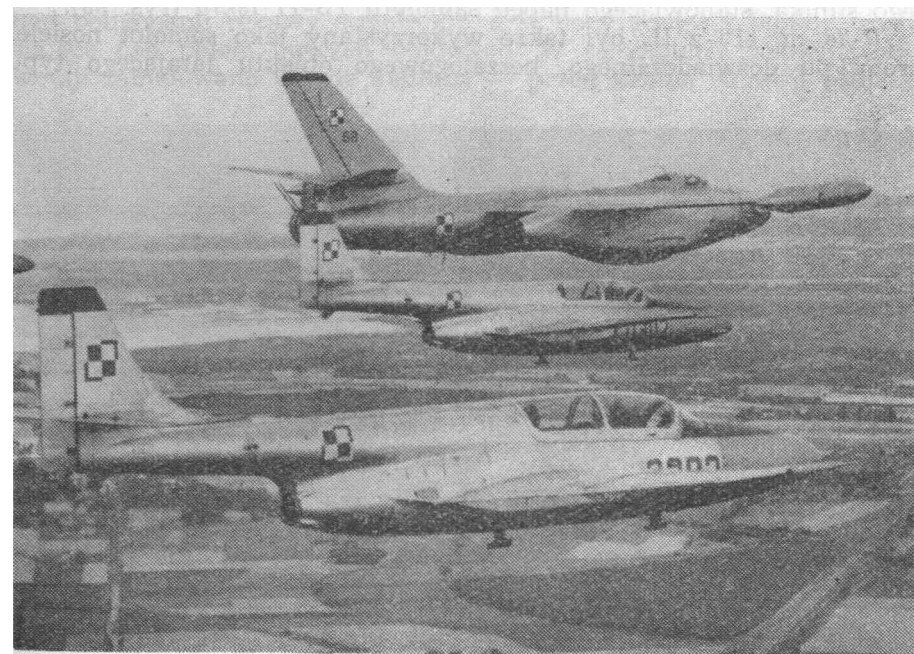
Rys. 95. Szyk romb w wykonaniu 16 bombowców Ił-28 (fot. Janusz Szymański)



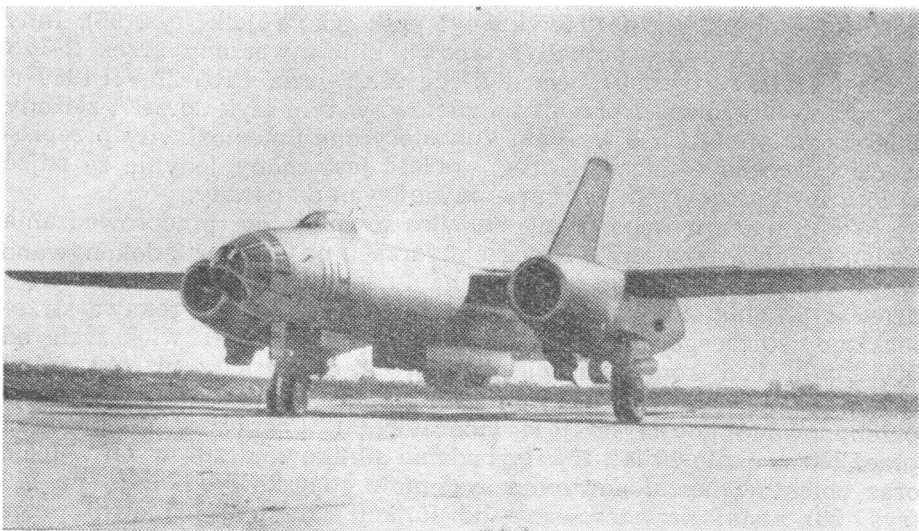
Rys. 96. Szyk „orze”. Zdjęcie z lotów treningowych w wykonaniu 33 maszyn (fot. Lech Zielaskowski)

bardziej skomplikowanego szyku był ppłk pil. Wójcik (rys. 96). Inny z punktów programu defilady stanowił klin utworzony przez 11-28R i 4 TS-11 Iskra (rys. 97). Na defiladę XXV-lecia PRL 22 VII 1969 r. przygotowano również przelot samolotów, w tym szyk „orze”, złożony z 28 Ił-28. Niestety z trzech warunków atmosferycznych uniemożliwiły przeprowadzenie części lotniczej i drugi „orze” jest znany jedynie ze zdjęć w lotach treningowych, w czasie przygotowań do parady.

Wiele maszyn tego typu służyło również do przeprowadzania badań i prób w powietrzu. Na egzemplarzach nr 001 i nr 2 dokonywano w ITWL prób ze spadochronami hamującymi. W połowie lat pięćdziesiątych oblatano i wypróbowano na Ił-28 nowy typ rakiet strzeleckiego, służącego do holowania przy prędkościach większych od 500 km/h. Pod koniec lat pięćdziesiątych egzemplarz nr 119 został przekazany przez Wojska Lotnicze do Instytutu Lotnictwa, gdzie przebudowano go na latającą laboratorium. Począwszy od 1960 r., przez okres około 10 lat, trwały badania silników odrzutowych w locie oraz obiektów bezzałogowych i systemów odzyskowych. Ił-28 nr 119 (rys. 98) został przystosowany do funkcji latającej hamowni przez odpowiednią przeróbkę komory bombowej, w której zamocowano badany silnik wysuwany na zewnątrz, znacznie poza obrys kadłuba, na wysięgnikach uruchamianych za pomocą siłowników hydraulicznych i układu dźwigni. Przy starcie i lądowaniu silnik znajdował się w położeniu pochowanym, przylegając do kadłuba. W przypadku awarii istniała możliwość odrzucenia silnika w locie. W kabinie nawigatora umieszczono organa sterowania pracą silnika i aparaturę kontrolno-pomiarową. Parametry pracy silnika były przekazywane za pomocą urządzeń telemetrycznych. Kolejne próby przeprowadzane



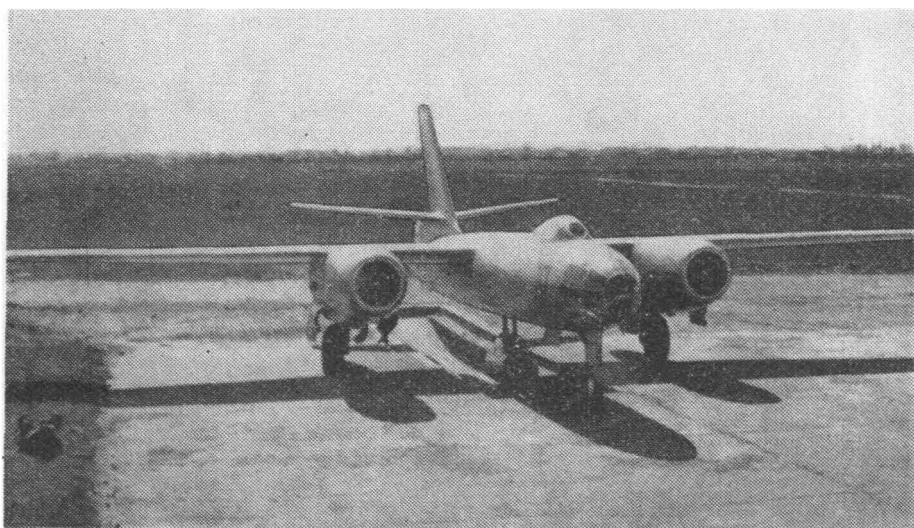
Rys. 97. 11-28R i 4 TS-11bis w szyku klin (fot. Janusz Szymański)



Rys. 98. I³-28 nr 119, lataj¹ce laboratorium Instytutu Lotnictwa w Warszawie (fot. IŁ)

na specjalnym stoisku i w locie stanowi³y cykl badań silników *HO-10* i *SO-1* w stanach ustalonych, w funkcji prędkości i wysokości lotu, cykl badań stanów przejściowych, cykl wyznaczania pola rozruchów i ich badania także w funkcji prędkości i wysokości lotu. Badaniom poddano również kolejne wersje silnika *SO-1*, a także kolejne modyfikacje automatyki układu paliwowego. Przeprowadzane w takich warunkach próby przyczyniły się do uzyskania wysokiego standardu tego silnika, stanowi¹cego napęd samolotu *TS-11 Iskra* (rys. 99).

I³-28 nr 119 z IL by³ także wykorzystany jako samolot nosiciel prototypu doświadczalnego, bezza³ogowego obiektu lataj¹cego typu



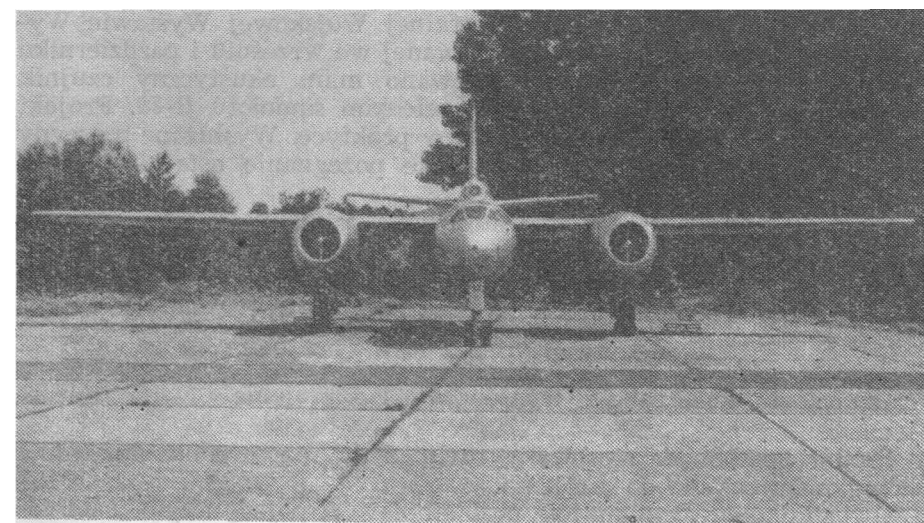
Rys. 99. Próby silnika SO-1 w samolocie I³-28 (fot. IŁ)

Mak-30. Próby by³y przeprowadzane od 1963 r., przy czym *Mak-30* zawieszany by³ pod lewym skrzydłem na specjalnej konsoli przytwierdzonej w partii pomiędzy gondol¹ silnikow¹ a kadłubem.

Samoloty I³-28 z racji swych wymiarów nie by³y zbyt często eksponowane na wystawach sprzętu lotniczego. Po raz pierwszy pokazano I³-28 z nr 3 na wystawie zorganizowanej od 26 VIII do 9 IX 1956 r., obok dworca PLL LOT na Okęciu. W sierpniu 1964 r. I³-28 nr 25 wystawiony by³ przed krakowskim Ośrodkiem podczas ekspozycji na lotnisku Rakowice maszyn lotnictwa polskiego od *Farmana F-4* do najnowszych odrzutowców wojskowych. Obecnie w polskich muzeach znajduje się sześć I³-28: dwa w wersji bombowej i szkolnej w Muzeum Lotnictwa i Astronautyki w Krakowie (rys. 100), w wersji holowniczej w Muzeum Wojska Polskiego w Warszawie, w wersji bombowej w Muzeum Oręża Polskiego w Kołobrzegu i w Muzeum Braterstwa Broni w Zielonej Górze oraz w wersji rozpoznawczej w Muzeum Marynarki Wojennej w Gdyni.

Rozpoznawcze samoloty I³-28 świadczyły również usługi z zakresu aerofotogrametrii na rzecz gospodarki narodowej, wykonuj¹c zdjęcia stanowi¹ce podkłady dla prac studyjnych i projektowych — dla planowania przestrzennego zabudowy miejskiej i przemysłowej. Na przykład w 1962 r. z I³-28R wykonano serię zdjęć dla potrzeb budownictw Zagłębia Konińskiego. Dzięki regularnie wykonywanym pracom fotogrametrycznym, prowadzonym w okresie kilku lat, możliwe stało się ustalenie zmian w linii brzegowej Bałtyku oraz określenie kierunku i prędkości wódrowek wydm nadmorskich.

Samoloty I³-28 stanowiły również wyposażenie wydzielonych eskadr holowniczych, współpracuj¹c z jednostkami przeciwlotniczej artylerii lufowej i lotnictwa myśliwskiego. Maszyny te w ciągu dnia holowały nad poligonami rękawy strzeleckie, a w nocy zrzucały bomby oświetlające nad polem ćwiczeń bojowych. W samolotach holownikach I wersji zabudowano w tyle kadłuba — przed kabin¹ strzelca pokłado-



Rys. 100. I³-28 - eksponat Muzeum Lotnictwa i Astronautyki w Krakowie (fot. Jan Hoffmann)



Rys. 101. P-28 w wersji holowniczej (fot. Stanisław Iwan)

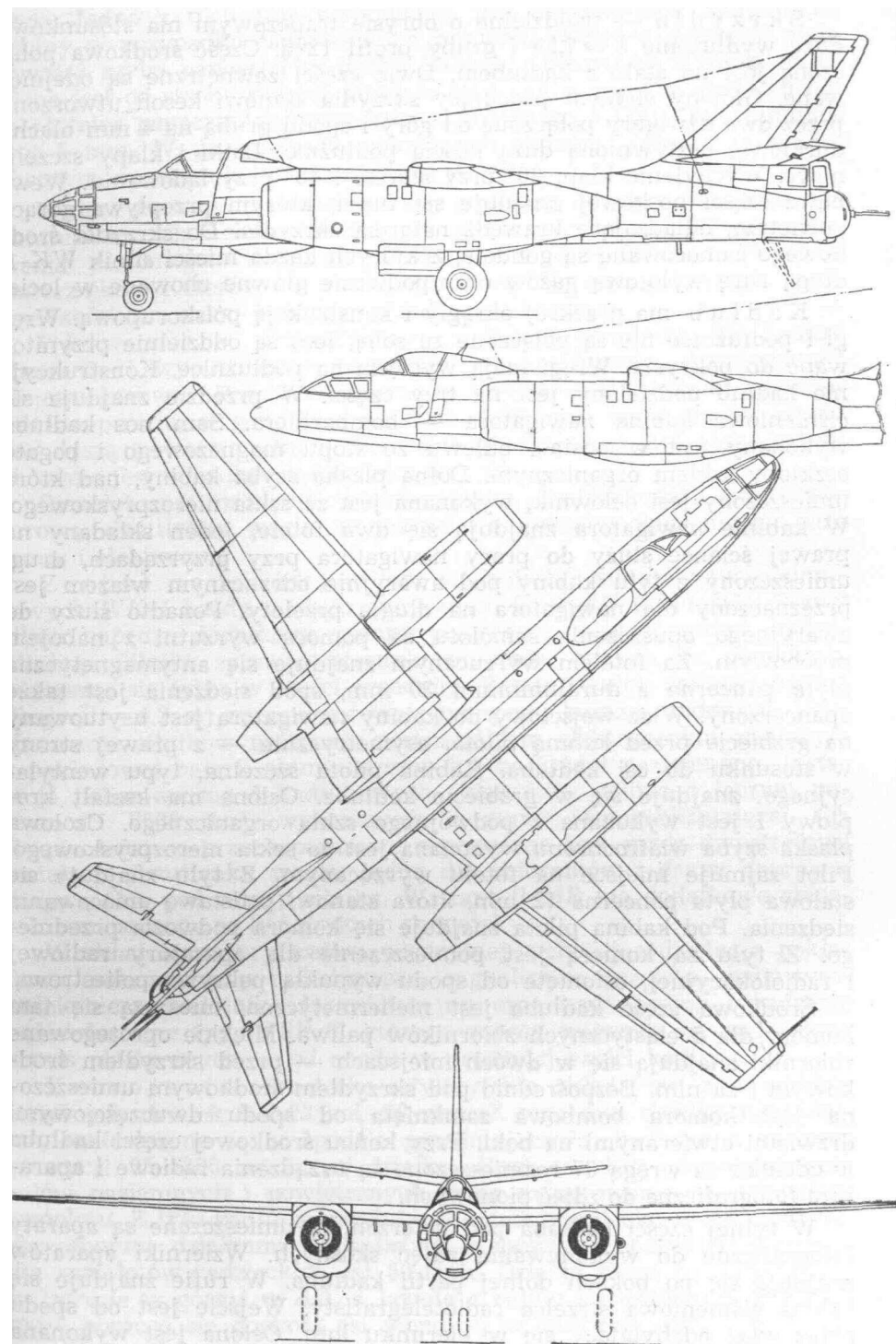
wego — ściągarkę liny holowniczej, a na dachu kabiny pierścieniow¹ prowadnicę, zastępując jednocześnie szybę w dachu p³yt¹ stalow¹ 10 mm. Strzelec rtg w tej wersji pełni funkcję operatora ściągarki i obserwatora rękawa, reagując w sytuacjach niebezpiecznych dla samolotu holującego. Istnia³a równie¿ II wersja ze ściągark¹ umieszczon¹ w komorze bombowej, stanowi¹ca oryginaln¹ polsk¹ adaptację wykonan¹ w LZR (rys. 101). Racjonalizatorzy z tych jednostek maj¹ równie¿ swoje osi¹gnięcia. Na Centralnej Wojskowej Wystawie Wynalazczości i Racjonalizacji zorganizowanej we wrześniu i paŹdzierniku 1973 r. w Warszawie zademonstrowano m.in. akustyczny czujnik trafieñ zamontowany na rękawie strzeleckim samolotu P-28. Projekt doczeka³ siê realizacji i zastosowania w praktyce. Wy³u¿one maszyny by³y stopniowo wycofywane. Uroczyste poŹegnanie ostatniego P-28 w LLP odby³o siê 29 grudnia 1977 r.

Bombowce P-28, jakkolwiek stosowane ostatnio do celów pomocniczych, stanowi³y do koñca pe³nosprawny sprzêd lotniczy wykorzystywany z poŹytkiem zarówno w procesie szkolenia, jak i w innych s³u¿bach oraz w œwiadczeniach na rzecz gospodarki narodowej.

Przeznaczenie, konstrukcja, wyposażenie i uzbrojenie

œredni bombowiec stosowany równie¿ do rozpoznania, holowania celów powietrznych i do szkolenia.

Dwusilnikowy wolnonoœny grzbietop³at, z pojedynczym usterzeniem kierunku i podwoziem chowanym w locie. Za³oga sk³ada siê z trzech osób: pilota, nawigatora i strzelca radiotelegrafisty (rys. 102).



Rys. 102. Sylwetki samolotów P-28 i SP-28

Skrzydło — trójdzielne o obrysie trapezowym ma stosunkowo duże wydłużenie $\lambda = 7,55$ i gruby profil 12%. Część środkowa połączona jest na stałe z kadłubem. Dwie części zewnętrzne są odjemowane. Główny element pracujący skrzydła stanowi keson utworzony przez dwa dźwigary połączone od góry i spodu grubymi na 4 mm blachami duralowymi, usztywnionymi dużymi ilościami podłużnie. Lotki i klapy szczelinowe. Wchylenie klapy: 20° przy starcie i 48° przy lądowaniu. Wewnątrz części noskowej znajduje się tunel, którym przepływa gorące powietrze, odladzające krawędzie natarcia skrzydła. Do skrzydła środkowego zamocowane są gondole, z których każda mieści silnik WK-1, dużymi rurami wylotowymi gazów oraz podwozie główne chowane w locie.

Kadłub ma przekrój okrągły i konstrukcję półskorupową. Wręgi i podłużnice nie są połączone ze sobą, lecz są oddzielnie przynitowane do pokrycia. Wręgi mają wycięcia na podłużnice. Konstrukcyjnie kadłub podzielony jest na trzy części. W przodzie znajduje się cięgieniowa kabina nawigatora — bombardiera. Sam nos kadłuba wykonany jest w postaci odlewu ze stopu magnezowego i bogato oszklony szkłem organicznym. Dolna część szyba kabiny, nad którą umieszczony jest celownik, wykonana jest ze szkła nierozpryskowego. W kabinie nawigatora znajdują się dwa fotele, jeden składany na prawej stronie służy do pracy nawigatora przy przyrzędach, drugi umieszczony z tyłu kabiny pod awaryjnie odrzucanym wazem jest przeznaczony dla nawigatora na długie przeloty. Ponadto służy do awaryjnego opuszczenia samolotu za pomocą wyrzutni z nabojem prochowym. Za fotel wyrzucany znajduje się antymagnetyczna płyta pancerna z duraluminium 30 mm, spód siedzenia jest także opancerzony. Waz wejściowy do kabiny nawigatora jest usytuowany na grzbiecie przed kabina pilota, asymetrycznie — z prawej strony w stosunku do osi kadłuba. Kabina pilota szczelna, typu wentylacyjnego, znajduje się w grzbiecie kadłuba. Osłona ma kształt kropłowy i jest wykonana z podwójnego szkła organicznego. Człowa część szyba wiatrochronu wykonana jest ze szkła nierozpryskowego. Pilot zajmuje miejsce na fotelu wyrzucanym. Z tyłu znajduje się stalowa płyta pancerna 12 mm, która stanowi podstawę umocowania siedzenia. Pod kabiną pilota znajduje się komora podwozia przedniego. Z tyłu za komorą jest pomieszczenie dla aparatury radiowej i radiolokacyjnej, osłonięte od spodu wypukłą pokrywą poliestrową.

Środkowa część kadłuba jest niehermetyczna, mieszczą się tam komory dla 5 elastycznych zbiorników paliwa. Miękkie oprotegowane zbiorniki znajdują się w dwóch miejscach — przed skrzydłem środkowym i za nim. Bezpośrednio pod skrzydłem środkowym umieszczona jest komora bombowa zamknięta od spodu dwuczęściowymi drzwiami otwieranymi na boki. Przy końcu środkowej części kadłuba w odcinku za wręgami 37 rozmieszczone są urządzenia radiowe i aparatura fotograficzna do zdjęć pionowych.

W tylnej części kadłuba pod usterzeniem umieszczone są aparaty fotograficzne do wykonywania zdjęć skośnych. Wzierniki aparatów znajdują się po bokach dolnej partii kadłuba. W rufie znajduje się kabina cięgieniowa strzelca radiotelegrafisty. Wejście jest od spodu przez waz odchylający się w kierunku lotu. Osłona jest wykonana z trzech szyb pancernych, środkowa ma grubość 110 mm, a boczne 70 mm. Oprócz tego jeszcze są dwa okienka boczne ze szkła organicznego.

Jedno z nich jest wyjmowane dla umożliwienia opuszczania kabiny w przypadku lądowania na brzuchu. Niektóre maszyny mają również szybę pancerną w dachu kabiny. Stanowisko strzelca chronione jest od strony pleców płytą ze stali pancerniej. Od spodu chroni je również pancerna pokrywa wazu, wykonana z płyty duraluminowej 8 mm. W przypadkach awaryjnych strzelec, skacząc ze spadochronem, opuszcza kabinę pod osłoną wazu.

Usterzenie ma konstrukcję podobną do skrzydła, krawędzie natarcia ma silny skos: 45° dla usterzenia pionowego i 38° dla usterzenia poziomego. Statecznik poziomy ma duży wznios. Pokrycie stateczników i sterów — blachami duralowymi. Na obu półkach steru wysokości i na sterze kierunku znajdują się trymery.

Podwozie — trójpodporowe z kołem przednim. Mechanizm chowania i wypuszczania napędzany pneumatycznie. Amortyzatory olejowo-gazowe. Podwozie główne z pojedynczymi kołami chowane jest do przodu, w gondole z obrotem o 90° , mieszczą się na płasko pod dyszą wylotową silnika. Podwozie przednie z podwójnymi kołami chowane jest w kadłub w kierunku do tyłu.

Samolot ma instalacje: pneumatyczną, hydrauliczną, przeciwpożarową, dwutlenku węgla, wysokoociową, przeciwbłędzeniową, paliwową i elektryczną.

Zespół napędowy składa się z dwóch silników turboodrzutowych WK-1 każdy o ciągu statycznym 26,46 kN (2700 kG). Prawy silnik napędza dodatkowo pompę próżniową, a lewy pompę hydrauliczną. Silniki zajmują stosunkowo mało miejsca w gondolach, mieszczą się tylko w części przedniej. Resztę gondoli zajmuje bardzo duża ($l = 4,2$ m) rura wylotowa i od spodu komora podwozia. Uruchomienie silników następuje rozrusznikiem elektrycznym zasilanym z podstawowej baterii akumulatorów lub ze źródła naziemnych. Instalacja paliwowa ma 5 kadłubowych zbiorników paliwa o łącznej pojemności 7900 dm³, wykonanych z gumy samozabliwiającej się. Bezpieczeństwo przeciwpożarowe zapewnione jest przez dwustrefową instalację dwutlenku węgla, jedną dla zbiorników i drugą doprowadzającą CO₂ pod osłony silnika. Wariant I³-28R ma dodatkowe zbiorniki umieszczone na końcówkach skrzydła.

W skład aparatury radionawigacyjnej wchodzi radiostacja podstawowa, automatyczny radiokompas, sygnalizator przelotu, radiowysokościomierz, nadajnik identyfikacyjny oraz nawigacyjne urządzenia radiolokacyjne typu PSP-N, którego anteny mieszczą się pod osłoną z mas plastycznych — od spodu w przedniej części kadłuba.

Uzbrojenie strzelecko-artyleryjskie składa się z 4 szybkostrzelnych działek NR-23 kal. 23 mm. Z tego dwa działka nieruchome, umieszczone są w spodzie przedniej części kadłuba, z zapasem amunicji 85—200 sztuk na działko. Broń ta służy do atakowania celów naziemnych i powietrznych przez nakierowanie na cel całego samolotu. Z tyłu kadłuba znajduje się wieża strzelecka I³-K6 z dwoma sprzężonymi działkami w kulistym stanowisku charakterystycznym dla samolotów radzieckich lat 50-tych. Działka mogą być wychyłane w lawecie w górę i w dół, a laweta z całym stanowiskiem kulistym może obracać się dookoła osi pionowej w zakresie 180° . Ten sposób umożliwia objęcie ogniem prawie całego tylnego półkroglu zagrożenia. Zapas amunicji wynosi 450 nabojęw.

Uzbrojenie bombardierskie obejmuje ładunek bomb w różnych kombinacjach o łącznej maksymalnej masie 3000 kg.

Wariant *R-28R* wyposażony jest w zestaw aparatów fotograficznych do wykonywania zdjęć lotniczych zarówno w dzień, jak i w nocy. Do zdjęć pionowych wykorzystywany jest zwykle aparat *AFA 32/20* lub inne — zależnie od wykonywanego zadania. *IL-28R* zabiera do komory bombowej bomby oświetlające.

Rozdział 3

Dane techniczne

" • • i , » :

SAMOLOTY TRANSPORTÓW

Wymiary: rozpiętość 21,45 m, długość 17,45 m, wysokość 6,70 m, powierzchnia nośna 60,8 m².

Masy: własna 12890 kg, całkowita normalna 18400 kg, całkowita maksymalna 21 200 kg.

Osłogi: prędkość maksymalna 902 km/h na wysokości 4500 m, prędkość przelotowa 770 km/h, wznoszenie 15 m/s, pułap 12 300 m, zasięg ok. 2400 km przy prędkości ekonomicznej na wysokości 10 000 m, prędkość lądowania 185 km/h, rozbieg 960 m, dobieg 960 m.

Jeszcze w czasie trwania działań wojennych zespół konstruktorski kierowany przez S.W. Iljuszyna przystąpił w 1944 r. do opracowania projektu samolotu komunikacyjnego, który, odznaczając się lepszymi właściwościami od *Li-2*, pozwoliłby na uzyskanie korzystniejszych efektów eksploatacyjnych, zwłaszcza na liniach średniego zasięgu. Przy konstruowaniu położono specjalny nacisk na zapewnienie wysokiego stopnia bezpieczeństwa lotu oraz na możliwość eksploatacji w różnych strefach klimatycznych Kraju Rad od okolic podbiegunowych (Jakuck — 67°C) do krajów środkowej Azji i strefy podzwrotnikowej (Taszkient + 60°C). Samolot otrzymał podwozie trójpodporowe z kołem przednim, znacznie poprawiające warunki startu i lądowania. Ponadto zastosowano nowe czteroopłatowe śmigło z możliwością ustawienia śmigła w chłodnicę, co wydatnie zmniejszało opór zespołu napędowego w locie przy nie pracującym jednym silniku.

Il-12

W grudniu 1945 r. ukończono prototyp przeznaczony do prób w locie, a w dniu 9 I 1946 r. maszyna wykonała pierwszy lot. Oblatrywaczami byli piloci doświadczalni Władimir K. Kokkinaki — słynny rekordzista i jego brat Konstanty K. Kokkinaki. Po zakończeniu prób fabrycznych i państwowych samolot został przyjęty do użytkowania na liniach Aeroflotu i dopuszczony do produkcji pod oznaczeniem *IL-12*. W 1946 r. rozpoczęto produkcję seryjną w Moskwie — w jednej z najstarszych radzieckich wytwórni lotniczych „Znamia Truda”, znanej z produkowanych tam słynnych szturmowców Iljuszyna *IL-2* i *IL-10*.

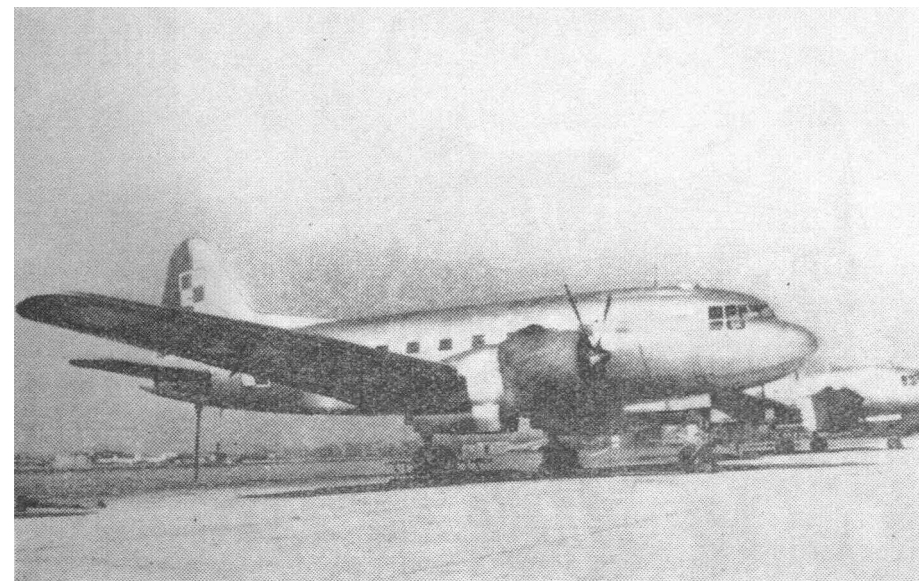
W miarę uzyskiwania doświadczeń eksploatacyjnych wprowadzano w poszczególnych seriach zmiany i ulepszenia poprawiające własności lotno-pilotажowe i warunki eksploatacyjne. Już w trakcie produkcji zastosowano system przeciwbłodzeniowy skrzydeł, usterzenia, szyb kabiny załogi i śmigła. Krawędzie natarcia skrzydeł otrzymały na całej długości kanały ciepłego powietrza, które było podgrzewane w chłodnicy olejowej. Urządzenie odladzania krawędzi natarcia usterzenia ogonowego pracowało na tej samej zasadzie, z tym że powietrze było podgrzewane w specjalnych grzejnikach elektrycznych. Nawiew uzyskiwany był w charakterystycznych dla *IL-12* chwytach powietrza, umieszczonych po obu stronach tylnej części kadłuba w pobliżu uster-

żenia poziomego. Przednie okna w kabinie za³ogi chronione by³y przed obmarzaniem rozpryskiwaniem cieczy na bazie spirytusu. Urz¹dzenie przeciwo³odzeniowe œmig³a pracowa³o równie¿ na zasadzie obmywania ³opat spirytusem, rozprowadzanym po ich powierzchni ma³ymi*rowkami biegn¹cymi wzd³u¿ krawêdzi natarcia ³opat. I³-12 mia³ równie¿ skutecznie dzia³aj¹ce ogrzewanie kabin. Na przyk³ad przy temperaturze zewnêtrznej -50°C mo¿na by³o bez trudnoœci uzyskaæ w kabinie pasa¿erów sta³¹ temperaturê $+25^{\circ}\text{C}$. Na samolocie I³-12 mo¿liwy by³ równie¿ lot z jednym silnikiem pracuj¹cym, na którym mo¿na by³o wykonywaæ nawet wznoszenie do wysokoœci 1000 m.

Maszyna stanowi³a propozycjê eksportow¹ Centrali Handlu Zagranicznego Aviaexport, która wystawi³a w Poznaniu po raz pierwszy za granic¹ jeden z wczeœniejszych egzemplarzy I³-12 ze znakami SSSR-£1701. Samolot by³ eksponowany na lotnisku Ławica obok samolotów *Jak-16* i *Jak-18* w dniach 24 IV — 9 V 1948 r. w ramach XXI MTP. Obj¹œnieñ udziela³ pilot doœwiadcza³ny Konstanty K. Kokkinaki, który demonstrowa³ samolot równie¿ w locie, wykonuj¹c loty reklamowe z pasa¿erami nad terenami targowymi i nad Poznaniem.

W 1949 r. rozpoczêto produkcjê zmodernizowanej wersji I³-12B, która oprócz poprzednio wprowadzonych ulepszeñ mia³a szereg innych zmian dotycz¹cych zarówno wyposa¿enia, jak i konstrukcji. Zewnêtrznie odrô¿nia³a siê od poprzedniej wersji p³etw¹ grzbietow¹ na kad³ubie, zwiêkszaj¹c¹ powierzchnię statecznika pionowego i polepszaj¹c¹ statecznoœæ samolotu, zw³aszcza w locie z jednym pracuj¹cym silnikiem. Ponadto zmieniono os³ony silników i rury wylotowe spalin. Dla pe³nego zabezpieczenia lotu na jednym pracuj¹cym silniku w nie sprzyjaj¹cych warunkach atmosferycznych zmniejszono od 1950 r. masê ca³kowit¹ z 17 250 kg do 16 100 kg. Efekt uzyskano dziêki ograniczeniu zapasu paliwa. I³-12B by³ u¿ywany na liniach krajowych i zagranicznych Aerof³otu. Równie¿ przedsiêbiorstwo lotnicze Aviaarktika stosowa³o je do lotów dostawczych dla stanowisk ekspedycji naukowych stacjonarnych i dryfuj¹cych na krach w Arktyce i na Antarktydzie. Poza granicami ZSRR I³-12B by³y u¿ywane przez PLL Lot i czechos³owackie linie CSA. Wed³ug opinii pilotów I³-12B by³ w swoim czasie dobrym samolotem. Odznacza³ siê wysokimi osi¹gami, by³ prawid³owy w pilota¿u, ³atwy podczas startu i l¹dowania. Dziêki du¿ej nadwy¿ce mocy mo¿na by³o u¿ytkowaæ go na lotniskach wysokogórskich oraz na l¹dowiskach i lotniskach trawiastych, pozbawionych betonowych dróg startowych. Rozbieg z pe³nym obci¹¿eniem z powierzchni pokrytej traw¹ nie przekracza³ 500 m, a dobieg po wyl¹dowaniu 700 m.

Dla wojska produkowano wersjê I³-12D, specjalnie przystosowan¹ do desantu powietrznego, transportu ³adunków o masie do 3000 kg i do holowania szybowców transportowych *Jak-14*, *KC-20* itd. Samoloty w tej wersji mia³y du¿e drzwi ³adunkowe, otwierane na ziemi, znajduj¹ce siê z lewej strony kad³uba, ruchom¹ wie¿yczkê na grzbiecie kad³uba z k.m. S¿KAS lub UBT oraz wypuk³¹ kopu³kê, mieszcz¹c¹ celownik do zrzutu desantu, znajduj¹c¹ siê z lewej strony kad³uba, z ty³u za kabin¹ za³ogi. Do desantowania z powietrza samolot zabiera³ 37 skoczków spadochronowych, a przy przewozie wojska 26 ³o¿nierzy, z pe³nym wyposa¿eniem i uzbrojeniem. W wersji sanitarnej II-12D

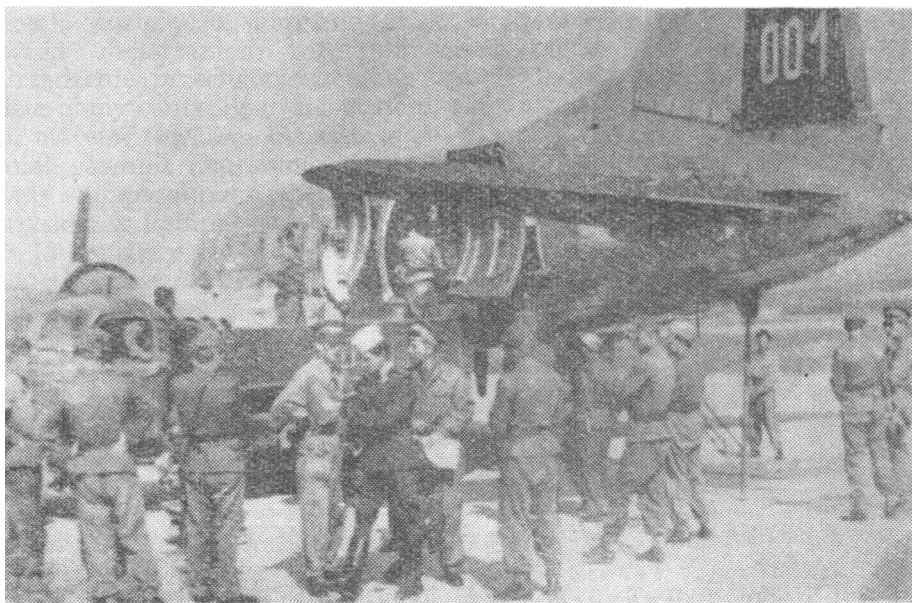


Samolot transportowy II-12D (fot. WAF)

mieœci³ 16 rannych na noszach i 6 w pozycji siedz¹cej. Do transportu powietrznego produkowano wersjê I³-12T pozbawion¹ foteli dla pasa¿erów i przystosowan¹ do zabierania ³adunków o masie do 3500 kg. W latach 1946—1950 r. wyprodukowano oko³o 3000 I³-12 we wszystkich wersjach cywilnych i wojskowych. Samoloty tego typu by³y u¿ywane w ZSRR do 1970 r., s³u¿¹c do celów transportowych. W regionach rolniczych przewo¿ono na nich owoce szybko psuj¹ce siê oraz worki ze zbo¿em, zabieraj¹c w jednym locie do 4 ton ³adunku.

W 1949 r. Polskie Linie Lotnicze Lot zakupi³y 5 samolotów pasa¿erskich I³-12B, które otrzyma³y znaki rejestracyjne SP-LHA do SP-LHE. Nowy samolot pokazano po raz pierwszy publicznoœci podczas pokazów na Okêciu 4 IX 1949 r. z okazji centralnych obchodów Œwiêta Lotnictwa. Maszynê zaprezentowano w powietrzu, demonstruj¹c równie¿ lot ze wznoszeniem na jednym pracuj¹cym silniku i œmig³em ustawionym w chor¹giewkê na drugim zatrzymanym silniku. Samoloty dostarczone do Polski mia³y pocz¹tkowo 21 foteli pasa¿erskich. Liczbê tê zwiêkszono póŹniej do 28 foteli. W 1952 r. wypo¿yczono na kilka miesiêcy jeszcze jeden I³-12B, który otrzyma³ na ten okres znaki SP-LHF. W PLL Lot u¿ywano ich do koñca 1957 r., a ostatnie trzy SP-LHA, SP-LHB i SP-LHC pozostawiono w rezerwie, zakonserwowane do listopada 1959 r.

Lotnictwo wojskowe zakupi³o w 1950 r. niewielk¹ iloœæ samolotów I³-12B i I³-12D (rys. 103), z przeznaczeniem do lotów dyspozycyjnych, transportu ³adunków i aerofotogrametrii. Samoloty te mia³y numery taktyczne namalowane na sterze kierunku 001, 002 itp. I£-12D by³y przystosowane do przewo¿u ciê¿kich ³adunków o wadze do 3500 kg i du¿ej masie skupionej. W lewej burcie mia³y du¿e drzwi otwierane na ziemi, przez które mo¿na by³o prowadziæ za³adunek bezpoœrednio z platformy samochodów ciê¿arowych (rys. 104). W dniu 6 XI 1959 r.



Rys. 104. Załadunek sprzętu na pokład samolotu P-12D podczas dyslokacji 1 PLM „Warszawa” (fot. WAF)

wojsko przejęło od PLL LOT trzy P-12B przystosowując je do celów transportowych i do wywożenia skoczków spadochronowych. Przez pewien okres P-12B i P-12D były używane jednocześnie z P-14, później w miarę wypracowywania rewersu, maszyny te wycofywano z eksploatacji. Ostatnie samoloty tego typu skasowano na początku lat sześćdziesiątych.

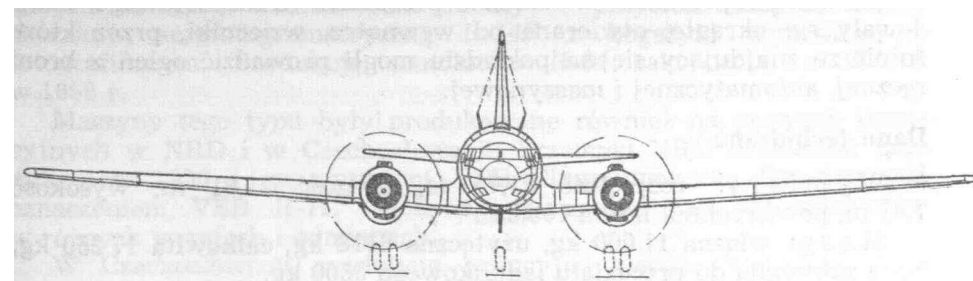
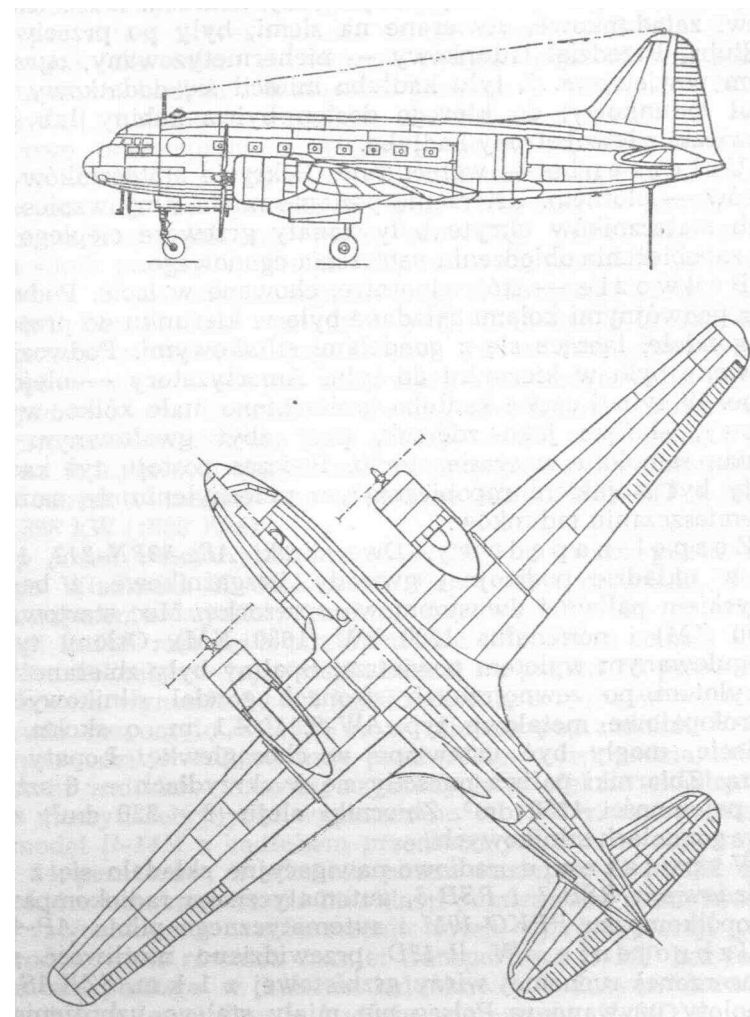
Przeznaczenie, konstrukcja, wyposażenie i dane techniczne

Samolot pasażerski lub transportowy dla 21—28 pasażerów lub 3500 kg ładunku. W wersji desantowej zabiera na pokład 37 skoczków lub 26 żołnierzy z pełnym uzbrojeniem i wyposażeniem bojowym plutonu. Załoga samolotu transportowego składa się z 4 osób (2 pilotów, nawigatora i radiotelegrafisty).

Dwumiejscowy dolnopłat z podwoziem trójpodporowym chowanym¹ locie, konstrukcja całkowicie metalowa (rys. 105).

Skrzydło — trójdźwigarowe, trójdzielne, z pokryciem pracującym¹ wzmocnionym podłużnicami. Lotki i klapy — kryte płótnem. Skrzydło środkowe (centropłat), mocowane na stałe do kadłuba, mieści gondole silnikowe i podwozie główne. Nosek płata tworzy zamknięty kanał grzejny, przeciwbłędzeniowy. Nawiew powietrza i pobór ciepła odbywa się przez chłodnicę oleju, znajdującą się pod silnikiem. Ostudzone powietrze po oddaniu ciepła metalowemu pokryciu noska ulatywało na zewnątrz otworami w pobliżu gondol silnikowych.

Kadłub — półskorupowy, pracujące¹ pokrycie usztywnione wręgami i podłużnicami. Przekrój — poprzeczny kołowy. W przodzie kabina załogi. Środkowa część stanowi przedział ładunkowy albo kabinę pasażerską¹ — zależnie od wersji. Podłoga w wersji transpor-



Rys. 105. Sylwetka samolotu P-12D

towej byłaby specjalnie wzmocniona dla przyjmowania ładunków o dużej masie skupionej, jak np. silniki lotnicze. Wejście dla załogi znajdowało się z tyłu, z prawej strony kadłuba. Duże dwuczęściowe drzwi ładunkowe, otwierane na ziemi, były po przeciwnej stronie kadłuba. Przedział ładunkowy — niehermetyzowany, ogrzewany ciepłym powietrzem. Z tyłu kadłuba mieścił się dodatkowy mały przedział ładunkowy, do którego dostęp był z kabiny lub przez małe drzwiczki z lewej strony kadłuba.

Usterzenie — wolnonośne. Pokrycie stateczników — blachą, sterów — płótnem. Usterzenie poziome miało silny wznios 6°. W noskach stateczników ukryte były kanały grzewcze ciepłego powietrza, dla zapobieżenia oblodzeniu usterzenia ogonowego.

Podwozie — trójpodporowe, chowane w locie. Podwozie główne z podwójnymi kołami składowane było w kierunku do przodu w osobne gondole, łączyły się z gondolami silnikowymi. Podwozie przednie chowane było w kierunku do tyłu. Amortyzatory — olejowo-powietrzne. W tylnej części kadłuba umieszczono małe koło, wystające do pozostawienia, służące jako zderzak, przy zbyt gwałtownym uniesieniu przodu samolotu w czasie startu. Podczas postoju tył kadłuba podparty był stojakiem zapobiegającym przechyleniu się samolotu przy przemieszczaniu ładunków.

Zespół napędowy. Dwa silniki ASz-82FN-212, 14-cylindrowe w układzie podwójnej gwiazdy, bezgaŹnikowe, z bezpośrednim wtryskiem paliwa i dwustopniową sprężarką. Moc startowa 1362 kW (1850 KM) i nominalna 1200 kW (1630 KM). Osłony typu NACA z regulowanym wylotem powietrza. Spaliny były zbierane w kolektor z wylotem po zewnętrznych stronach gondol silnikowych. Emigacja czteroopłatowa metalowa typ AW-9, średnica 4,1 m, o skoku zmiennym w locie, mogły być ustawiane w chłodni. Łopaty odladane cieczą. Zbiorniki paliwa mieściły się w skrzydłach — 6 sztuk o łącznej pojemności 4150 dm³. Zbiorniki oleju (2 X 220 dm³) znajdowały się w gondolach silnikowych.

Wposażenie radiowo-nawigacyjne składało się z radiostacji pokładowych RSB-7 i RSB-5, automatycznego radiokompasu ARK-5, radiopłaskompasu RPKO-10M i automatycznego pilota AP-42A.

Uzbrojenie. W I-12D przewidziano możliwość stosowania opancerzonej ruchomej wieży grzbietowej z 1 k.m. SZKAS lub UBT. Samoloty używane w Polsce nie miały stałego uzbrojenia pokładowego, niemniej jednak w oknach przedziału transportowego znajdowały się okładziny, otwierane od wewnątrz, wzierniki, przez które załoga znajdowała się na pokładzie mogli prowadzić ogień z broni ręcznej, automatycznej i maszynowej.

Dane techniczne

Wymiary: rozpiętość 31,70 m, długość 21,31 m, wysokość 7,81 m, powierzchnia nośna 103,0 m².

Masy: własna 11 000 kg, użyteczna 6118 kg, całkowita 17250 kg, masa zabierana do przedziału ładunkowego 3500 kg.

Osłogi: prędkość maksymalna 407 km/h na wysokości 2500 m, prędkość przelotowa 320—366 km/h od wys. 0 m do 2600 m, prędkość lądowania 128 km/h, wznoszenie 7,5 m/s, pułap 6500 m, zasięg 1500—3230 km, rozbieg 475 m, dobieg 563 m.

Pod koniec lat czterdziestych zespół konstruktorski S.W. Iljuszyna pracował jednocześnie przy modernizacji budowanego seryjnie I-12 i nad projektem nowego pasażerskiego samolotu I-14.

I-14 powstał jako dalsze rozwinięcie swojego poprzednika, z którego pozostawiono kadłub, usterzenie poziome i podwozie. Nowy model otrzymał natomiast zupełnie zmienione skrzydła i usterzenie pionowe oraz silniki o większej mocy. Przy opracowaniu projektu były uwzględnione ostre wymagania zmierzające w kierunku dalszego zwiększenia bezpieczeństwa lotu, zwłaszcza w skomplikowanych przypadkach, jak np. pożar samolotu, przerwanie pracy przez jeden silnik podczas startu po oderwaniu się samolotu od ziemi, lot i lądowanie w warunkach ograniczonej widoczności ziemi, silne oblodzenie itd. Poprawienie warunków bezpieczeństwa lotu uzyskano przez polepszenie stateczności poprzecznej, zastosowanie nowej aparatury do lądowania w trudnych warunkach atmosferycznych, lepszej aparatury radiowej dla łączności z ziemią, zwiększenie skuteczności systemu przeciwołodziennego oraz zabezpieczenie wznoszenia i lotu poziomego na jednym pracującym silniku przy jego mocy nominalnej. Do napędu samolotu zastosowano ulepszone silniki ASz-82T o mocy startowej 1398 kW (1900 KM).

Prototyp został oblatany 20 września 1950 r. przez pilota doświadczalnego Władimira K. Kokkinaki. Poprawki i przeróbki, dokonane po otrzymaniu wyników badań, doprowadziły do powstania nowej wersji II-14P również z silnikiem ASz-82T, która została oblatana w 1953 r. Samolot w tej wersji zabierał na pokład 18 pasażerów, a masa całkowita wynosiła 16 513 kg. Produkcję seryjną w wytwórni Znamia Truda rozpoczęto w 1954 r. w miejsce poprzednich I-12B. Aeroflot wprowadził I-14P na linie pasażerskie w listopadzie 1954 r. Po otrzymaniu wniosków i uwag, uzyskanych w efekcie eksploatacji pierwszych maszyn seryjnych, wypuszczono w 1955 r. nowy zmodyfikowany model I-14M z kadłubem przedłużonym o 1 m, zabierającym na pokład 24 pasażerów, a wkrótce potem następny I-14M32 z 32 miejscami, które uzyskano dzięki likwidacji pomieszczeń pomocniczych i bardziej racjonalnemu rozmieszczeniu foteli. Oprócz wersji pasażerskich produkowano również wersje: transportową II-14T bez foteli, ze wzmocnioną podłogą w kabinie ładunkowej i dużymi drzwiami ładunkowymi w lewej burcie kadłuba, desantową I-14D ze składowanymi ładunkami wzdłuż ścian kabiny — przystosowaną do zrzutu skoczaków, aerofotogrametryczną R-14F z bogatym wyposażeniem fotograficznym. Produkcję samolotów I-14 zakończono w ZSRR w 1958 r.

Maszyny tego typu były produkowane również na prawach licencyjnych w NRD i w Czechosłowacji. Przemysł NRD uruchomił produkcję w 1956 r. w wytwórni VEB Flugzeugwerke Dresden pod oznaczeniem VEB I-14. Ogółem wypuszczono tam 80 samolotów w różnych wersjach i odmianach.

W Czechosłowacji produkcję licencyjną zlecono wytwórni Avia im. Georgi Dymitrowa. Samoloty oznaczono Av-14. Pierwsze egzemplarze były ściśle wzorowane na I-14P i miały 18 miejsc pasażerskich. Następne Av-14-24 były wzorowane na I-14M, W 1957 r. wypuszczono nowy wariant Av-14-32 dla 32 pasażerów, a w 1959 r. Av-14-40 dla 40 pasażerów i 2 osób załogi, przeznaczony na krótkie

linie krajowe. Oprócz tego wytwarzano tam warianty: transportowy *Av-14T*, specjalny do zrzutu skoczków spadochronowych *Av-14P*, wersję aerofotogrametryczną¹, wersję salonka do przewozu ważnych osobistości itd. Interesującą odmianę tworzy *Av-14T*, opracowany na bazie *Av-14-32*, który miał z lewej strony kadłuba duże drzwi ładunkowe o wymiarach 2,75X1,60 m oraz pókolist kopuškę dla celownika zrzutów, umieszczoną na lewej burcie w ścianie kabiny nawigatora. Produkcję *Av-14* zakończono w 1960 r., po wypuszczeniu ponad 200 egzemplarzy w różnych, poprzednio wymienionych, wersjach.

Samoloty *I³-14* w drugiej połowie lat pięćdziesiątych stanowiły podstawowy sprzęt Aeroflotu oraz większości linii lotniczych krajów obozu socjalistycznego. Oprócz regularnych rejsów wykonywały wiele lotów specjalnych, jak np. do dryfujących stacji *SP-13* i *SP-15*, ewakuującą całość załogi tej ostatniej, w obliczu zagrożenia ze strony pękającej kry. Były regularnie patrolować nocną drogę morską, utrzymującą łączność i dostarczać zaopatrzenie do odciętych od świata osad. W przypadku gdy lądowanie było niemożliwe, dokonywano zrzutu ładunków z pokładu maszyny bez użycia spadochronów. Zrzut odbywał się z wysokości około 30 m przez specjalny waz mieszczący się pod spodem kadłuba na wysokości krawędzi spływu skrzydła — tak jak komora bombowa w samolotach bojowych. W jednym nalocie wyczepiano z zamków 6 zasobników opakowanych w sposób zabezpieczający przed uszkodzeniem przy uderzeniu o ziemię.

I³-14, chociaż w niewielkich ilościach, są nadal używane w Związku Radzieckim utrzymując komunikację na liniach lokalnych oraz dokonując przewozu ładunków na większe odległości. Maszyny tego typu wykorzystywane są do lotów polarnych utrzymując bezpośrednią łączność z polarnikami. Na przykład w dniu 29 XII 1976 r. z moskiewskiego lotniska wystartował *I³-14*, który w ciągu kilku godzin pokonał odległość 4600 km do dryfującej stacji polarnej *SP-22*. Na pokładzie maszyny przywieziono między innymi podarunki od rodzin i przyjaciół badaczy Dalekiej Północy.

Transportowe *I³-14* były stosowane w lotnictwie państw-sygnatariuszy Układu Warszawskiego oraz przez inne kraje, jak np. Egipt, Indie, Indonezja, Kongo, Nepal, Syria itd.

Polskie Linie Lotnicze LOT zakupiły w Związku Radzieckim w 1955 r. 4 samoloty *I³-14P*, a rok później dwa następne, w 1957 r. sprowadzono z NRD 6 *VEB I³-14P* i z Czechosłowacji jeden pasażersko-transportowy *Av-14*, który miał duże drzwi ładunkowe na lewej burcie. Samoloty dostarczone z ZSRR otrzymały znaki SP-LNA do SP-LNF, a z NRD SP-LNG do SP-LNM, *Avia Av-14* otrzymała rejestrację SP-LNN. Ponadto w latach 1963 i 1964 PLL LOT wypożyczała do przewozu towarów, głównie owoców, 3 *VEB I³-14P*. W poszczególnych latach były to maszyny o różnych numerach fabrycznych, jakkolwiek zarezerwowano dla nich te same znaki rejestracyjne od SP-LNO do SP-LNR.

I³-14 podczas eksploatacji w PLL LOT poddawano wielu przeróbkom. Zwiększono liczbę miejsc z 18 do 26, a następnie do 32. Zlikwidowano grzbietowe kopuški astro w *I³-14P* (*VEB I³-14P* w ogóle ich nie miały), wzmocniono płaty, dodano ósme okno w przodzie kabiny itd.

W 1967 r. podjęto decyzję o przystosowaniu dwóch samolotów *I³-14P* do zadań z dziedziny aerofotogrametrii, dla zastąpienia używanych *Li-2F*. Przeróbce zostały poddane dwa egzemplarze produkcji

radzieckiej SP-LNB i SP-LNE. Pierwszy z nich wszedł do użytku w marcu 1968 r., a drugi nieco później. Maszyny te zostały adaptowane w warsztatach PLL LOT, gdzie w trakcie przeróbki otrzymały z lewej strony kadłuba pókolist kopuškę ze szkła organicznego w miejscu okna kabiny radiotelegrafisty, dla pomieszczenia celownika nawigatora do namiaru fotografowanego terenu. Z kabiny pasażerskiej usunięto prawie wszystkie fotele, ustawiając sprzęt fotograficzny. W spodzie kadłuba — w pokryciu i w pokładzie kabiny, wycięto otwór dla obiektywów. Otwór ten zasuwany jest pokrywą znajdującą się na zewnętrznej kadłuba. Samoloty fotogrametryczne *I³-14* mogą zabierać na pokład oprócz 4-osobowej załogi fotonawigatora, fotooperatora oraz 1 do 3 pracowników pomocniczych. Początkowo samoloty te stanowiły własność Państwowego Przedsiębiorstwa Fotogrametrii, dla którego obsługiwał techniczną i personel lotniczy zapewniały PLL LOT. Później zostały przekazane do Przedsiębiorstwa Usług Lotniczych, które w swoim profilu działalności ma również prace z zakresu aerofotogrametrii.

Jeden *I³-14M* SP-LNG na początku lat siedemdziesiątych został wyposażony w specjalną aparaturę pomiarową, służącą do badań struktury pola elektromagnetycznego oraz analizy widma sygnałów emitowanych przez urządzenia lotnicze. Projekt i wyposażenie *I³-14* w wersji pomiarowej zostały opracowane na zlecenie Ministerstwa Komunikacji w Instytucie Lotnictwa. Maszyna ta pozostaje w dyspozycji Zarządu Ruchu Powietrznego i służy jako uniwersalne laboratorium elektroniczne pomiarowe. Wyposażenie znajdujące się na pokładzie zaliczane jest do unikalnych rozwiązań technicznych o bardzo dużym znaczeniu gospodarczym.

W miarę wprowadzania nowego sprzętu *I³-14* wycofywano z linii krajowych. W 1972 r. ostatnie maszyny tego typu zakończyły służbę w PLL LOT, ustępując miejsca turbomigowym *An-24W* oraz *I³-18*.

Polskie lotnictwo wojskowe otrzymało pierwsze *I³-14* w 1955 r. Były to samoloty w wersji dyspozycyjnej — salonka, noszące m.in. numery 001, 004, 010, oraz transportowo-desantowe z numerami 005, 006 itd. (rys. 106). Maszyny te znajdowały się przez pewien okres w jednostkach razem z *I³-12*, zastępując je całkowicie na początku lat sześćdziesiątych. Przez kilka sezonów wojsko wypożyczało dla PLL LOT kilka transportowych *I³-14*, które wykorzystywano przeważnie do transportu owoców.

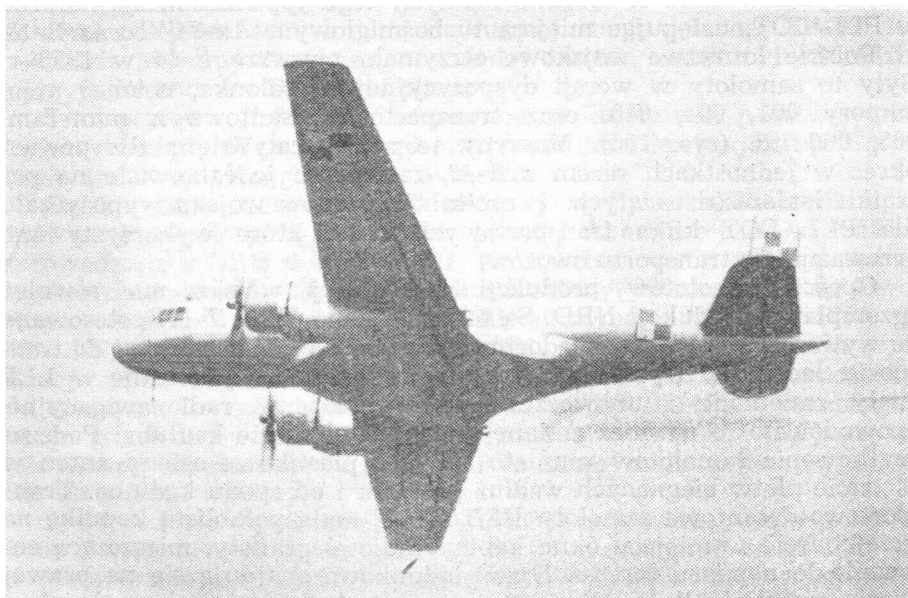
Oprócz samolotów produkcji radzieckiej wojsko ma również egzemplarze produkcji NRD. Są to przeważnie *VEB I³-14T*, stosowane do wywożenia skoczków spadochronowych, aerofotogrametrii i do transportu ładunków (rys. 107). Maszyny tego typu użytkowane w LLP miały zmienione i unowocześnione wyposażenie radionawigacyjne. Spowodowało to również zmianę anten na grzbiecie kadłuba. Podczas użytkowania samolotów usunięto również plastikowe osłony anten w kształcie pętli biegnących wzdłuż grzbietu i od spodu kadłuba. Transportowo-desantowe samoloty *VEB I³-14T* mają pókolist kopuškę na lewej burcie w miejscu okna kabiny radiotelegrafisty, mieszczącą celownik do namiaru terenu. Drzwi ładunkowe znajdują się na prawej burcie, w tyle kadłuba. Otwiera się je tylko na ziemi ruchem do góry, tak jak w samolocie *Li-2*. W tych drzwiach znajdują się drugie mniejsze wejściowe dla spadochroniarzy, otwierane w locie do wnętrza, dla umożliwienia zrzutu skoczków.



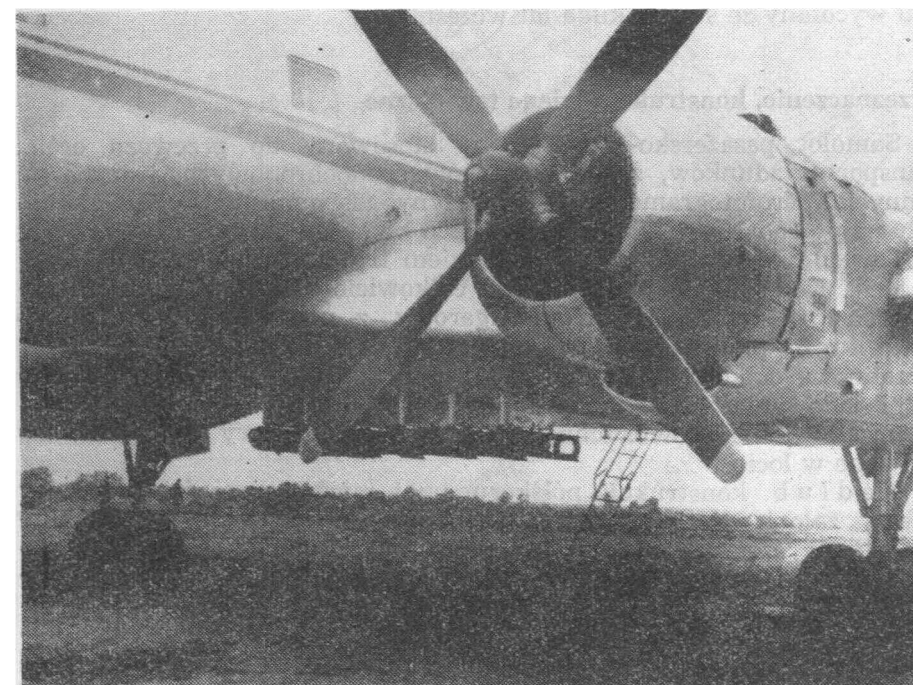
Rys. 106. Samolot pasażersko-transportowy I³-14 (fot. Mieczysław Łoza)



Rys. 108. I³-14T przystosowany do szkolenia nawigatorów (fot. Roman Marcinkiewicz)



Rys. 107. Samolot II-14T w locie. Widoczny jest „odrzuć” sposób ułożenia rur wychodzących na górnej powierzchni skrzydła (fot. Lech Zieliński)



Rys. 109. Szkolne uzbrojenie bombowe samolotu I³-14 (fot. Roman Marcinkiewicz)

W 1961 r. dokonywano na I³-14 prób zrzutu zasobników podwieszanych do zamków bombowych i zrzucanych na spadochronach. Maszyny te miały zabudowane belki z zamkami bombowymi pod środkowym skrzydłem, a na gondoli silnikowej umieszczono metalowe lustro dla obserwacji momentu odłączenia zasobników.

Z samolotów II-14T korzystają skoczkowie 6 PDPD zarówno w okresie szkolenia, jak również na ćwiczeniach oraz w akcjach ratowniczych. Z maszyn tego typu dokonano zrzutów w lipcu 1958 r. podczas akcji pomocy dla ludności terenów nawiedzonych powodzi¹.

Tróznierze 6 PDPD, skacząc z II-14T, wzięli udział w ćwiczeniach armii państw-członków Układu Warszawskiego, które odbyły się w październiku 1962 r. na terenie Pomorza Zachodniego. Z maszyn tego typu byli również desantowani w 1966 r. skoczkowie tej samej jednostki w rejonie Ustki podczas ćwiczeń morskich armii Układu Warszawskiego. Transportowo-desantowe R-14T są używane nadal do szkolenia skoczków spadochronowych, ustępując jednak miejsca nowocześniejszym samolotom o napędzie turbośmigłowym.

Wyższa Oficerska Szkoła Lotnicza w Dęblinie wykorzystuje również samoloty I³-14 do szkolenia nawigatorów. W 1975 r. zespół racjonalizatorów WOSL zmodyfikował jeden I³-14T, służący do tego celu (rys. 108). Poprzednio na samolocie mógł być szkolony tylko jeden nawigator w kabine załogi. Obecnie kabina ładunkowa została zamieniona w latającą salę, pozwalającą na równoczesne szkolenie 6 nawigatorów przy stolikach odpowiednio wyposażonych w urządzenia radionawigacyjne. Ponadto maszynę przystosowano do bombardowania z lotu poziomego i rozpoznania skutków bombardowania (rys. 109). Poprzednio do tego celu służył zmodyfikowany Li-2, który został wycofany ze służby kilka lat wcześniej.

Przeznaczenie, konstrukcja i dane techniczne

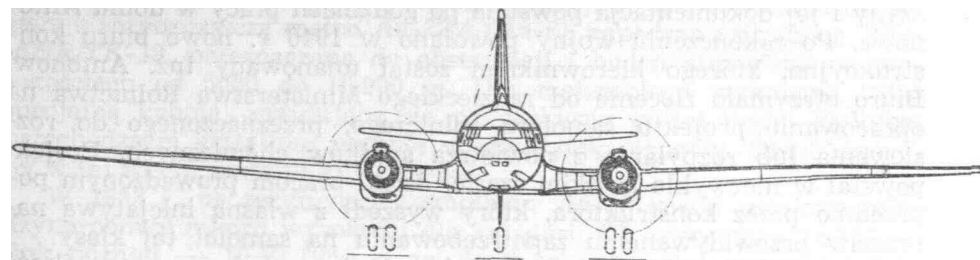
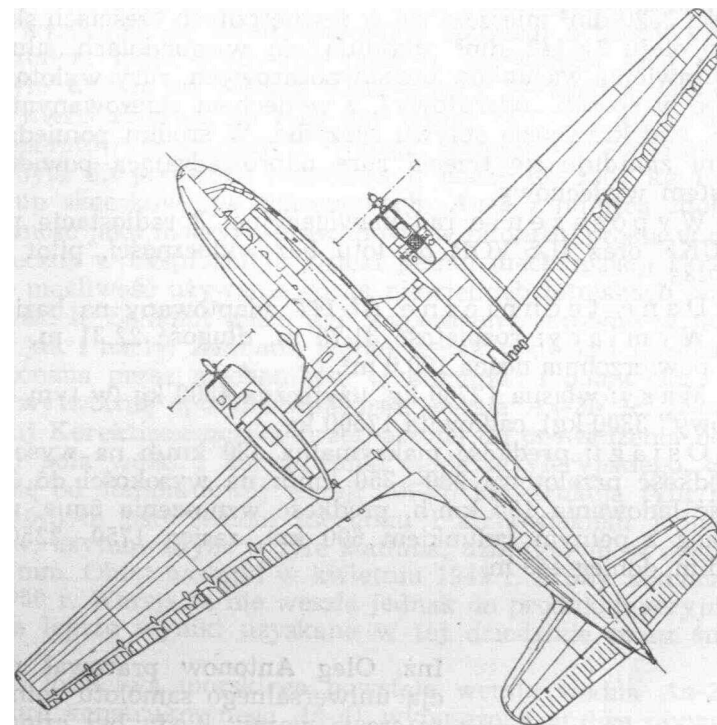
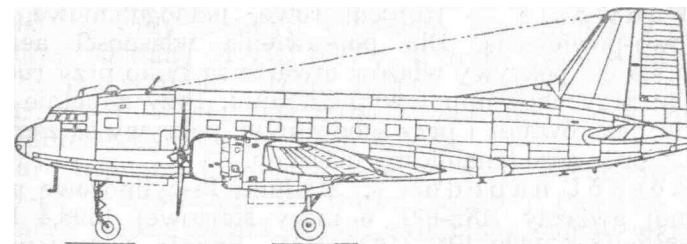
Samolot pasażersko-transportowy stosowany do przewozu osób, transportu ładunków, zrzutu skoczków spadochronowych, transportu rannych, aerofotogrametrii itd. Maszyny używane w Polsce zabierają na pokład 18—32 tróznierzy lub 3200 kg ładunku.

Dwusilnikowy dolnopłat z podwoziem trójpodporowym chowanym w locie. Konstrukcja półskorupowa całkowicie metalowa (rys. 110).

Płat — trójdzielny, trójdźwigarowy, z pokryciem pracującym. Lotki kryte płótnem, na prawej lotce znajduje się trymer. Kłapy szczelinowe całkowicie metalowe wychylane są do startu pod kątem 20° i lądowania 45°. Krawędzie natarcia odladzane ciepłym powietrzem. W dolnej powierzchni mieszczą się reflektory do lądowania chowane w locie.

Kadłub konstrukcji półskorupowej mieści w części przedniej kabiny załogi: dwóch pilotów, mechanika pokładowego i radiotelegrafistę. W części środkowej jest przedział ładunkowy ze składanymi podłogami metalowymi ławkami. W części tylnej — pomieszczenie dla cięższych ładunków. Średni pułap operacyjny — poniżej 4000 m, pozwolił na zastosowanie kabiny nieciśnieniowej. W dziobie kadłuba znajdują się reflektory do lądowania. Przednie szyby kabiny załogi odladzane są ciepłym powietrzem.

Usterzenie — wolnonośne. Stateczniki kryte blachą, ster



Rys. 110. Sylwetka samolotu I³-14T

pożnym. Na sterze kierunku i na obydwóch połówkach steru wysokości znajduj¹ się trymery (klapki wyważaj¹ce). Krawędzie natarcia usterzenia poziomego odladane s¹ ciep³ym powietrzem.

Podwozie — trójpodpórowe, jednogoleniowe, z amortyzacj¹ olejowo-powietrzn¹. Dla poprawienia w³asności aerodynamicznych przy starcie pokrywy w³azów otwarte s¹ tylko przy ruchu goleni podwozia: przy chowaniu i wypuszczaniu. Przy zupeł³nie otwartym podwoziu, jak również i przy schowanym, pokrywy s¹ zamknięte, zmniejszaj¹c opór aerodynamiczny maszyny.

Zespó³ napędowy: 2 silniki 14-cylindrowe w uk³adzie podwójnej gwiazdy ASz-82T o mocy startowej 1398,4 kW (1900 KM) i nominalnej 1200 kW (1630 KM). Ęmig³a 4-³opatowe samoprzestawialne AW-50 o średnicy 3,8 m. Zbiorniki paliwa o ³¹cznej pojemności 3520 dm³ mieszcz¹ się w zewnętrznych częściach skrzyde³. Zbiorniki oleju 2 X 142 dm³ znajduj¹ się w gondolach silnikowych. Dla poprawienia warunków przeciwpożarowych, rury wylotowe spalin u³łożono w sposób „odrzutowy”, z wydechem skierowanym do ty³u gondoli, nad krawędzi¹ sp³ywu skrzyd³a. W ęrodku pomiędzy dwoma rurami znajduje się trzecia rura odprowadzaj¹ca powietrze ch³odz¹ce system wydechowy.

Wyposażenie radionawigacyjne: 3 radiostacje pok³adowe KF i UKF oraz ĘLS/VOR do lotu bez widoczności, pilot automatyczny AP-45.

Dane techniczne (II-14T adaptowany na bazie I³-14M32).

Wymiary: rozpiętość 31,70 m, d³ugość 22,31 m, wysokość 7,80 m, powierzchnia nośna 100,0 m².

Masy: w³asna 12700 kg, u³yteczna 4800 kg (w tym ³adunek „handlowy” 3300 kg), ca³kowita 17500 kg.

Osi¹gi: prędkość maksymalna 430 km/h na wysokości 2000 m, prędkość przelotowa 280—350 km/h na wysokości do 3000 m, prędkość l¹dowania 135 km/h, prędkość wznoszenia 5m/s, pu³ap 7400 m, zasięg z pełnym ³adunkiem 600 km, zasięg 1750—2250 km, rozbieg 485 m, dobieg 443 m.

AN-2

Inż. Oleg Antonow pracowa³ nad konstrukcj¹ uniwersalnego samolotu rolniczego jeszcze w czasie wojny, kiedy by³ cz³onkiem zespołu projektantów s³ynnego konstruktora A. S. Jakowlewa. Koncepcja maszyny i jej dokumentacja powsta³a po godzinach pracy w domu Antonowa. Po zakończeniu wojny powo³ano w 1946 r. nowe biuro konstrukcyjne, którego kierownikiem zosta³ mianowany inż. Antonow. Biuro otrzyma³o zlecenie od radzieckiego Ministerstwa Rolnictwa na opracowanie projektu samolotu rolniczego, przeznaczonego do rozsiewania lub rozpylania z powietrza ęrodków chemicznych. Projekt powsta³ w niezwykle krótkim czasie, dzięki pracom prowadzonym poprzednio przez konstruktora, który wyszed³ z w³asn¹ inicjatyw¹ naprzeciw przewidywanemu zapotrzebowaniu na samolot tej klasy.

Spraw¹ kontrowersyjn¹ pozosta³ jedynie napęd maszyny. Cz³ęci zainteresowanych wyraża³a pogl¹d, że jako jednostka napędowa wystarczy silnik ASz-21 o mocy 559,4 kW (760 KM). Główny konstruktor by³ zwolennikiem zastosowania znanego i wypróbowanego silnika

ASz-62 736 kW (1000 KM) stosowanego do napędu samolotu Li-2. Dla rozwizania problemu i otrzymania wyników prób porównawczych zbudowano dwa prototypy, jeden napędzany silnikiem ASz-21, a drugi silnikiem ASz-62. Pierwszy prototyp, oznaczony jako *SCh-1*, z silnikiem ASz-21, zosta³ oblatany 31 VIII 1947 r., a drugi wkrótce po nim. Po otrzymaniu wyników prób i badañ sprawę rozstrzygnięto jednoznacznie i do dzisiaj An-2 lata napędzany niezawodnym, dysponuj¹ym znacznym nadmiarem mocy silnikiem ASz-62.

W 1948 r. uruchomiono produkcję próbną serii samolotów pod oznaczeniem An-2S w Kijowskiej Wytwórni Lotniczej. Pierwsza partia samolotów mia³a jeszcze silniki ASz-21 zast¹pienie jednak wkrótce przez ASz-62IR. Od 1949 r. rozpoczęto produkcję wielkoseryjn¹ najpierw w wersji rolniczej, a póŹniej w wersji transportowo-desantowej. Samolot wyróŹnia³ się cztero³opatowym Ęmig³em o niezwykłym szablitym kształcie ³opat. Podwozie maszyn pierwszych serii produkcyjnych by³o wyższe od obecnie stosowanego. Wewn¹trz kadłuba znajdowa³ się wielki zbiornik na 1400 dm³ cieczy lub 1200 kg sproszkowanych preparatów chemicznych. Wersja transportowo-desantowa przeznaczona by³a do przewozu ³adunków o masie do 1500 kg i do wywożenia grup skoczków spadochronowych. An-2 z miejsca zdoby³ wielk¹ popularność jako maszyna prawidłowa w pilotażu, prosta w obsłudze i bezpieczna w eksploatacji. Dzięki pełnej mechanizacji skrzydła, stworzono możliwoś³ używania go na niewielkich lotniskach polowych oraz górskich. Samolot moŹe być wyposażony zarówno w podwozie kołowe, jak i narty. Zamiana jednej wersji podwozia na drug¹ moŹe być dokonana przez mechaników w warunkach polowych.

W 1948 r. wytwórnię opuści³a wojskowa wersja An-2NAK (Nocnej Artylerijskiej Korekcirowszczik), przeznaczona do prowadzenia nocnej obserwacji pola walki i korygowania ognia artyleryjskiego. Samolot różni³ się od standardowej wersji An-2S konstrukcj¹ ty³u kadłuba, podwójnym usterzeniem kierunku i stanowiskiem jednego z obserwatorów, usytuowanym w tyle kadłuba, uzbrojonym w działko NS-23 kal³. 23 mm. Oblot nast¹pi³ w kwietniu 1949 r. Próby zakończono w lutym 1950 r. Wersja ta nie weszła jednak do produkcji seryjnej ze względu na lepsze wyniki uzyskane w tej dziedzinie przez Ęmig³owce.

Na zlecenie lotnictwa morskiego powstała wersja wodna An-2W (oznaczenie biura konstrukcyjnego An-4), wyposażona w dwa p³ywaki i Ęmig³o rewersyjne o odwracalnym ci¹gu do hamowania na wodzie. Dla potrzeb biur prognoz meteorologicznych opracowano również wersję rozpoznawcz¹ meteo An-2ZA (An-6), napędzan¹ silnikiem ASz-62IR/TK-19, przeznaczon¹ do obserwacji i badañ atmosfery na wysokościach od 5000 do 10000 m. Dla meteorologa wykonano tutaj specjaln¹ kabinę, znajduj¹c¹ się na grzbiecie tylnej części kadłuba, przechodz¹cej kształtem p³ynn timer statecznik pionowy. Oblot maszyny w tej wersji nast¹pi³ 21 III 1948 r.

W 1953 r. na seryjnym egzemplarzu An-2S zosta³ ustalony międzynarodowy rekord wysokości dla kategorii C1, wynoszący 10 293 m. Rok póŹniej — 19 VI 1954 r. na An-6 rekord zosta³ poprawiony do 11 248 m.

W 1960 r. zaprzestano w Kijowskiej Wytwórni Lotniczej produkcję samolotów An-2, nie zarzucaj¹c jednak prac nad dalszym rozwojem maszyny. W 1964 r. została opracowana nowa wersja An-2M z jedno-

miejscow¹ kabin¹ za³ogi, produkowana w niewielkich ilo¹ciach dla potrzeb rolnictwa. Zewn¹trznie samolot odznacza³ si¹e zmienionym ustere¹niem pionowym, maj¹cym inny obrys i wi¹ksz¹ powierzchnie. Oblot prototypu nast¹pi³ 20 maja 1964 r. Na zam¹owienie radzieckiego Ministerstwa Las¹ow powsta³a w 1966 r. nowa wersja wodna *An-2L*, przewidziana do gaszenia po³ar¹ow obszar¹ow le¹nych, w kt¹orej p³ywaki wykorzystano jako zbiorniki wody o pojemno¹ci 630 dm³. Na-¹pe³nianie zbiornik¹ow odbywa si¹e podczas ¹lizgania maszyny po powierzchni wody, opr¹o³znianie dokonywane jest w ci¹gu bardzo kr¹otkiego czasu, wywo³uj¹c efekt tzw. bomby wodnej. W Kijowie adaptowano do nowych cel¹ow 10 samolot¹ow *An-2T*, przebudowuj¹c je na wersj¹e *An-2L*. Samolot we wszystkich wersjach zdoby³ szerokie uznanie w¹er¹od odbiorc¹ow zagranicznych, gdzie stosowany jest zar¹owno w rolnictwie, jak i w transporcie lotniczym. W latach pi¹edziesi¹-tych zacz¹eto stosowa¹e *An-2* do cel¹ow transportowych w Afganistanie, Albanii, Bu³garii, ChRL (licencyjna produkcja jako *Fongsu-2*), na Kubie, w CSRS, Iraku, Jugos³awii, KRLD, Mongolskiej Rep. Ludo-



Rys. 111. Jeden z pierwszych samolot¹ow *An-2* w lotnictwie polskim (fot. Andrzej Morga³a)

wej, NRD, Polsce, Rumunii, Tanzanii, na W¹egrzech, w Wietnamskiej RLD itd.

W Polsce pierwsze *An-2* produkcji radzieckiej dostarczono do jednostek lotnictwa transportowego w 1955 r. (rys. 111). Po raz pierwszy *An-2T* z szachownicami pokazano publiczno¹ci w dniach od 26 VIII do 9 IX 1956 r. podczas Wystawy Sprz¹etu Lotniczego, zorganizowanej na terenach obok dworca lotniczego na Ok¹ciu. *An-2* s³u³y³y w latach pi¹edziesi¹-tych w jednostkach lotnictwa transportowo-³1cznikowego do ma³ego transportu, patrolowania, fotogrametrii i do wywo³zenia skoczk¹ow. Opr¹ocz s³u³by w wojskach operacyjnych maszyny te ¹wiad-

czy³y liczne us³ugi na rzecz gospodarki narodowej, zw³aszcza tam, gdzie wyst¹epowa³a potrzeba u¹ycia lekkich samolot¹ow transportowych.

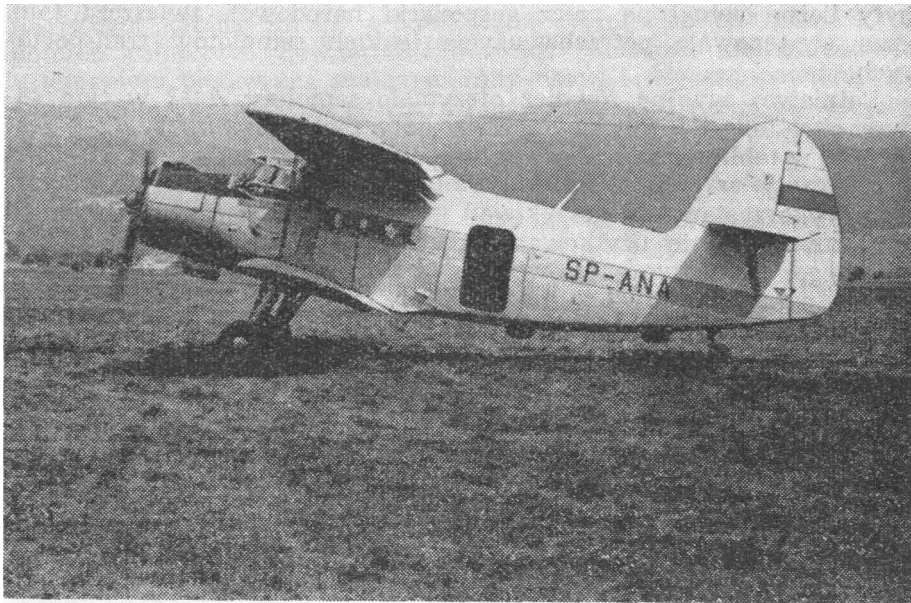
Lotnictwo cywilne r¹owni¹e otrzyma³o samoloty *An-2* w tym samym okresie, co i wojskowe. Dane dotycz¹ce pierwszych *An-2* zestawiono w tablicy nr 10. Pierwszy cywilny samolot tego typu *SP-LMA* wypo³czy³y w 1955 r. Polskie Linie Lotnicze LOT. By³ to egzemplarz wykorzystany do poszukiwa¹n geologicznych. Maszyna po ponad p¹o³rocznym okresie u¹ytковania zosta³a zwr¹ocona do Zwi¹zku Radzieckiego. Lotnictwo sportowe otrzyma³o pierwszy *An-2TD* w lipcu 1956 r., a nast¹epne dwa w maju 1959 r. (rys. 112). Samoloty te by³y wykorzystywane do wywo³zenia skoczk¹ow spadochronowych oraz do lot¹ow dyspozycyjnych. Uwag¹e zwraca d³ugi okres u¹ytковania maszyn — do wypracowania pe³nego resursu eksploatacyjnego wynos¹cy od 7 do 12 lat, zale¹nie od stopnia intensywno¹ci u¹ytковania.

Na podstawie porozumienia zawartego ze Zwi¹zkiem Radzieckim Polska otrzyma³a prawa produkcji licencyjnej samolotu *An-2*. Jed-



Rys. 112. *SP-ANT* jeden z pierwszych samolot¹ow *An-2* produkcji radzieckiej w polskim lotnictwie sportowym

nocze¹nie podpisano umow¹e handlow¹ z ZSRR na wieloletnie dostawy tych samolot¹ow. W 1959 r. do WSK Mielec dostarczono dokumentacj¹e licencyjn¹ oraz samolot wzorcowy nr fabr. 111519 (rok produkcji 1959), kt¹ory zarejestrowano 31 X 1959 r., nadaj¹c znaki *SP-ANA* (rys. 113). Pierwszy egzemplarz zmontowany w Mielcu zosta³ oblatany przez pilota do¹wiadczalnego Tadeusza Go³ebiowskiego w dniu 23 X 1960 r. Seria pierwszych 10 *An-2* w wersji transportowej by³a wykonana z cz¹eci dostarczonych ze Zwi¹zku Radzieckiego. Pracownicy WSK szybko jednak opanowali now¹ technologii¹e i od stycznia 1961 r. ruszy³a produkcja *An-2*, budowanych wy³1cznie z cz¹eci wytwarza-



Rys. 113. Samolot wzorcowy An-2 SP-ANA (fot. Andrzej Morgała)

nych w kraju. W dniu 23 III 1961 r. wyeksportowano pierwszą partię tych samolotów do ZSRR. Niektóre zespoły płatowca, jak usterzenie pionowe i poziome, pływaki, narty oraz urządzenia agrolotnicze, służące do opryskiwania i do opylania, produkowane są w ramach kooperacji przez WSK Okęcie. Dokumentację seryjną do produkcji tych zespołów opracowano w biurze seryjnym OKL przy WSK Okęcie.

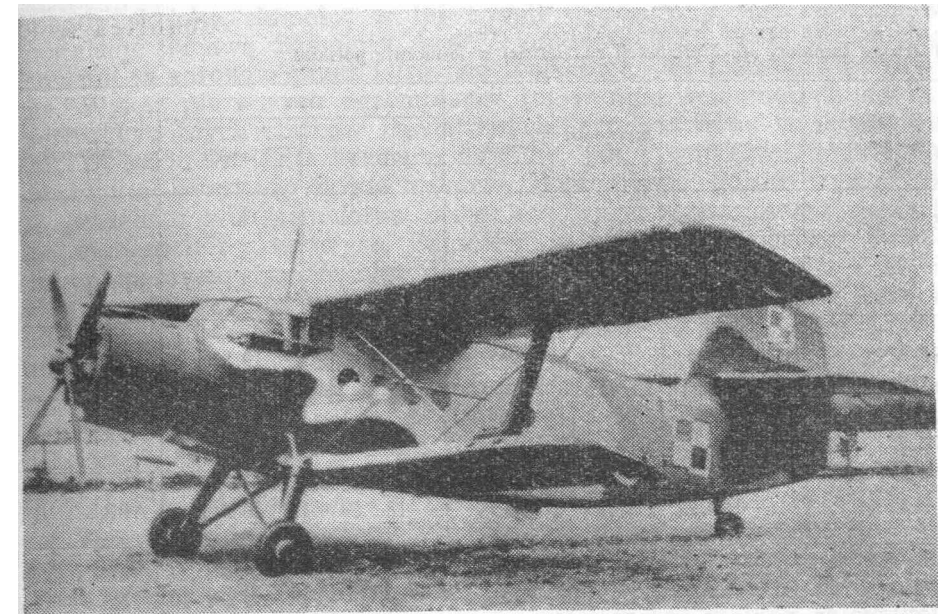
Od 1961 r. produkowane są w WSK Kalisz, również na prawach licencyjnych, silniki ASz-62IR o mocy 736 kW (1000 KM). W 1962 r. rozpoczęto w Instytucie Lotnictwa wielostronne próby samolotu An-2 polskiej produkcji, a w 1965 r. próby aparatury agrolotniczej zabudowanej na pokładzie maszyny.

W WSK Mielec produkowane są An-2 w kilku podstawowych wersjach jako:

- An-2TP transportowo-pasażerska,
- An-2TD transportowo-desantowa,
- An-2R rolnicza,
- An-2W morska.

Wersja transportowo-pasażerska służy do przewozu 12 pasażerów lub 1500 kg ładunku. Samolot ma 12 foteli składowanych do ścian, po 6 z każdej strony kabiny mającej stosunkowo dużą objętość 11,8 m³ (4,1X1,6X1,8 m) oraz wzmocnioną podłogę o wysokiej wytrzymałości. Drzwi ładunkowe mają wymiary 1,5 X 1,5 m. Warunki te pozwalają na transport ładunków o dużych wymiarach. Kabina ładunkowa może być przystosowana do różnych specjalnych zadań. W tylnej jej części znajduje się toaleta.

Wersja transportowo-desantowa (rys. 114) przeznaczona jest do wywożenia i zrzutu skoczków spadochronowych. Na pokład maszyny



Rys. 114. Wojskowy wariant transportowo-desantowy An-2TD pomalowany w ochronne barwy maskujące



Rys. 115. An-2. przeznaczony do obsługi imprez spadochronowych (fot. Andrzej Morgała)

Pierwsze samoloty Ar,-2 produkcji radzieckiej w lotnictwie polskim

Znaki rejestracyjne	Numer fabryczny	Wytwórnia	Rok produkcji	Data		Właściciel użytkownik
				rejestracji	kasacji	
SP-LMA	13047305	Przemys ³ lotn. ZSRR	1952	28.5.55	3.12.55	PLL LOT
SP-ANS	11707	..	1951	1.8.56	19.3.68	ZG-LP [−]
SP-ANT	11104		1954	15.5.59	22.12.66	APRL
SP-ANU	15109		1955	15.5.59	20.3.69	APRL

Pierwsze samoloty An-2TD produkcji WSK PZL Mielec w służbie polskiego lotnictwa

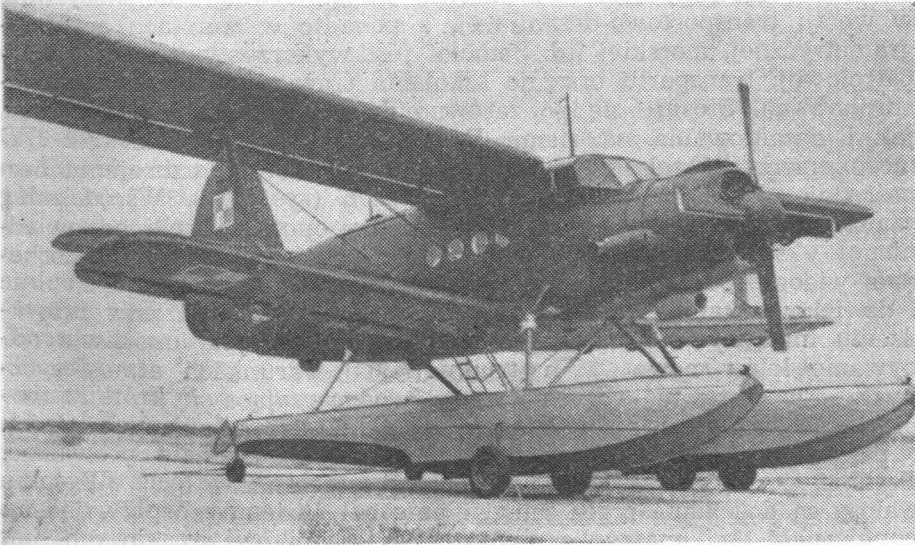
Znaki rejestracyjne	Numer fabryczny	Wytwórnia	Rok produkcji	Data rejestracji	Właściciel lub użytkownik
SP-AND	1G0102	WSK	1960	2.2.61	WSK Mielec
SP-ANC	1G2511	WSK	1962	16.10.62	WSK Mielec
SP-ANE	1G2702	WSK	1962	14.3.63	APRL
SP-ANG	1G2705	WSK	1962	9.3.63	APRL '
SP-ANP	1G3223	WSK	1963	14.6.63	WSK Mielec, a od 28. 8. 70 WSK Okęcie
SP-ANR	1G5402	WSK	1965	11.5.65	WSK Mielec — przebudowany na An-2R

można zabrać 14 skoczków. Wewnątrz kabiny pasażerskiej, pod sufitem, zamocowane są dwie linki stalowe, przeznaczone do zaczepienia karabińczyków od linek samowyzwalających spadochrony. Dla dokładnego naprowadzenia samolotu na punkt zrzutu w podłodze kabiny pasażerskiej znajduje się otwierany właz, a pod nim wziernik w kształcie prostokątnego okna wyciętego w pokryciu kadłuba. Ponadto założona jest sygnalizacja do podawania pilotowi kierunku nalożu nad miejsce zrzutu oraz sygnalizacja świetlna i dźwiękowa ko-

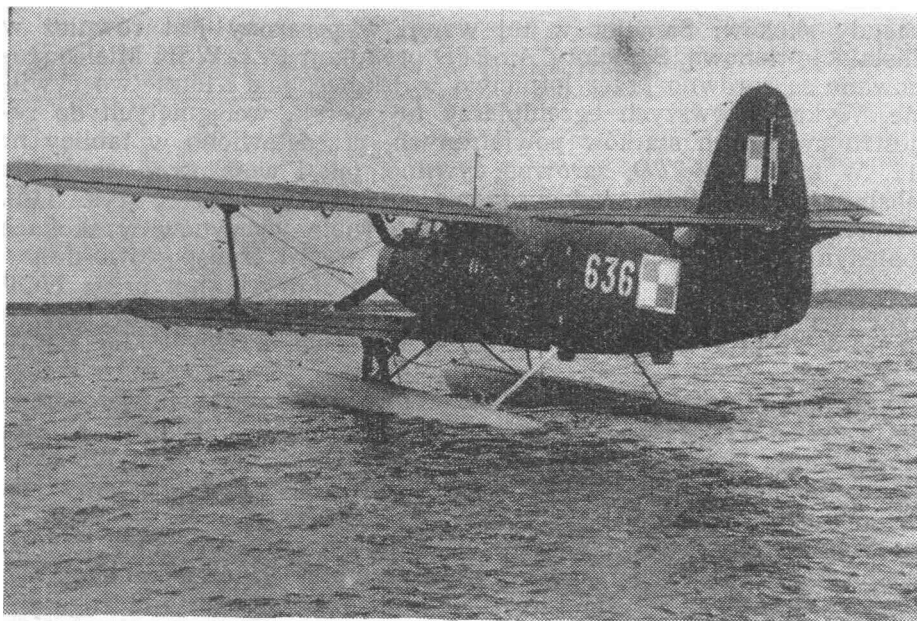
mendy skoków. Samolot w tej wersji wyposażony jest również w instalację tlenową¹. Samoloty An-2TD produkcji PZL WSK Mielec stosowane są zarówno przez lotnictwo wojskowe, jak i lotnictwo cywilne. Wykaz pierwszych egzemplarzy tej wersji, wciśniętych do rejestru cywilnych statków powietrznych, przedstawiono w tablicy nr 11. W kraju An-2TD, zarówno cywilne, jak i wojskowe, regularnie obsługuje¹ wszystkie spadochronowe mistrzostwa Polski (rys. 115). Z pokładów tych samolotów osiągnięto wiele wyczynów w skokach pojedynczych i grupowych. Samoloty w wersji transportowo-desantowej stosowane są również do lotów patrolowych, np. przez WOP nad morską granicą państwa, czy do patrolowania obszarów leśnych w ramach prac świadczonych przez Przedsiębiorstwo Usług Lotniczych.

Wersja rolnicza przystosowana jest do wykonywania usług agrolotniczych. Wyposażono ją w aparaturę dwójakiego rodzaju służącą do opylania sypkimi środkami lub do opryskiwania pylnymi* środkami chemicznymi. Spośród innych wersji An-2R produkowany jest w największych ilościach.

Wersja wodna na podwoziu pływakowym przeznaczona jest do eksploatacji w przybrzeżnych rejonach morskich oraz w okolicach rzek i jezior (rys. 116). Mały rozbieg i dobieg oraz prosta obsługa pozwalają na użytkowanie maszyny na powierzchni małych zbiorników wodnych w zaimprovizowanych warunkach bez specjalnie wyposażonych baz. An-2W ma podwozie typu dwupływakowego. Wyporność pływaków zapewnia dostateczny zapas pływerności przy pełnym obciążeniu samolotu. Każdy z pływaków podzielony jest na 12 komór wodoszczelnych, co zapewnia niezatapialność samolotu przy nieszczelności i wypłynięciu dwóch siedmiu komór w dolnej części pływaka. Dla polepszenia warunków startu i wodowania An-2W wyposażony jest w rewersyjną śmigło i regulator obrotów. Samolot może być używany w wersji lądowej różniące się zewnętrznymi od



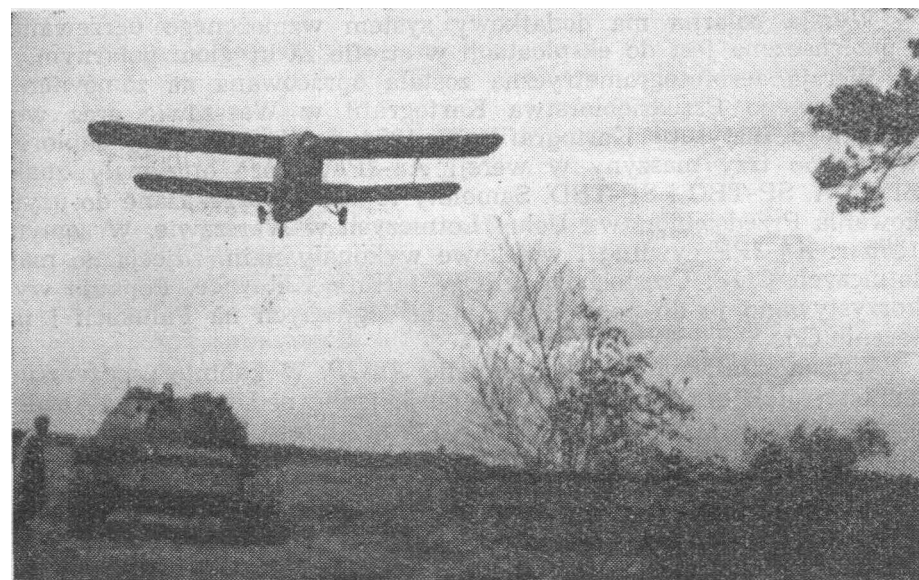
Rys. 116. Wodnosamolot An-2W na kołowym podwoziu transportowym (fot. WAF)



Rys. 117. An-2W przed startem (fot. WAF)

standardowego An-2 na podwoziu kołowym tylko innym usytuowaniem stopni i uchwytów wejściowych oraz przesuniętymi do przodu antenami radiowysokociomierza. An-2W jest produkowany w stosunkowo niewielkich ilościach, modele maszyny były wystawiane w stoiskach przemysłu lotniczego i silnikowego w Poznaniu na 31 MTP w 1962 r. i 32 MTP w 1963 r. W lotnictwie polskim samoloty tego typu wprowadzono w 1964 r. do służby Wojsk Ochrony Pogranicza (rys. 117).

An-2 stosowany jest w lotnictwie wojskowym przede wszystkim w wersji transportowo-desantowej, a ponadto w wersjach aerofotogrametrycznej, morskiej itd. Samolot jest wykorzystywany do służby patrolowej, transportu oraz do szkolenia i ćwiczeń skoczków spadochronowych. Stosuje się go zarówno do desantowania z powietrza, jak i desantowania na ziemi. Dzięki swoim właściwościom An-2TD może przetrząsnąć żołnierzy w pełnym wyposażeniu i uzbrojeniu bezpośrednio w rejon rozgrywanych ćwiczeń (rys. 118). Wśród załóg samoloty An-2 cieszą się zasłużenie dobrą opinią. Dzięki odpowiedniemu ukształtowaniu oszkleśnięcia kabiny pilotów zapewniono doskonałą widoczność z obydwu foteli. Klimatyzowana, izolowana cieplnie i dźwiękowo kabina załogi zapewnia wygodne warunki przy prowadzeniu maszyny. Nowoczesna aparatura nawigacyjna umożliwia odbywanie lotów nawet w najtrudniejszych warunkach atmosferycznych — w gęstej mgle i w nocy. An-2, odznaczając się krótkim rozbiegiem i dobiegiem, nie wymaga specjalnie przygotowanych lotnisk i pasów startowych, są zwrotne i dają się doskonale prowadzić. Technicznie są niezawodne i w pełni bezpieczne w locie. Wysokie walory są doceniane przez załogi i personel naziemny, wpływając na popularność tych maszyn zarówno u użytkowników wojskowych, jak i cywilnych.



Rys. 118. Współpraca An-2 z jednostką wojsk zmechanizowanych (fot. Lech Zieliński)

Prace nad rozwojem An-2 są stale prowadzone w Ośrodku Badawczo-Rozwojowym przy WSK PZL Mielec. W wyniku dokonanych opracowań rozszerzono zakres stosowania samolotu, wprowadzając do produkcji nowe wersje:

- An-2P pasażerski¹,
- An-2D6 (lub An-2PLux) salonik dyspozycyjny¹, 6-osobowy¹,
- An-2D5 salonik dyspozycyjny¹ — 5-osobowy¹,
- An-2PK polarny¹,
- An-2PF aerofotogrametryczny¹,
- An-2TPS sanitarny¹,
- An-2Geo geofizyczny¹,
- An-2PRTV retransmisyjny¹ TVP.

Wersja pasażerska powstała w 1966 r. w wyniku modernizacji wersji An-2TP, zmierzając do zapewnienia większej wygody podróży. Przeznaczona jest do komunikacji na liniach lokalnych. Samolot wyposażony jest w 12 foteli dla dorosłych pasażerów i 2 doczepne dla dzieci oraz kołyskę dla niemowlęcia. Kabina pasażerska ma izolację dźwiękową i estetyczne wykończenie wnętrza, z prawej strony dodano dwa okna. Dzięki wprowadzonym przeróbkom uzyskano znacznie wyższy komfort podróży.

Wersja dyspozycyjna (diełowej wariant) została opracowana i wyprodukowana w 1972 r. Samolot ma kabinę pasażerską o podwyższonym komfortie, wykonaną w odmianach 6- i 5 osobowej. W kabinie znajduje się 6 foteli, rozkładany stolik i barek do przechowywania artykułów żywnościowych. Z tego usytuowana jest toaleta. Załoga składa się z 3 osób: 2 pilotów i mechanika pokładowego. Wersja dyspozycyjna, 5-osobowa, różni się wyposażeniem kabiny, z której usunięto jeden fotel dla pasażera, umieszczając w tym miejscu stolik z lampą.

Wersja polarna ma dodatkowy system wzmożonego ogrzewania i przeznaczona jest do eksploatacji w strefie za kręgiem polarnym.

Wersja aerofotogrametryczna została opracowana na zamówienie Państwowego Przedsiębiorstwa Kartografii w Warszawie oraz węgierskiego Instytutu Kartografii. W 1974 r. dla polskiego odbiorcy wykonano trzy maszyny w wersji *An-2PF*, które otrzymały znaki SP-TBA, SP-TBC i SP-TBD. Samoloty te zostały przekazane do użytkowania Przedsiębiorstwu Usług Lotniczych w Warszawie. W samym 1975 r. *An-2PF* cywilne i wojskowe wykonały m.in. zdjęcia do map lotniczych GOP, Częstochowy, ROW i Huty Katowice. Ponadto wykorzystywano je do poszukiwań archeologicznych na Pałukach i na terenie Gór Świętokrzyskich.

Wersja sanitarna stanowi odmianę *An-2P*. W kabinie pasażerskiej zamiast foteli umieszcza się nosze po 3, jedno nad drugim, z każdej strony kadłuba. Ponadto znajdują się tam 2 miejsca dla lekarza i pielęgniarki oraz apteczka i niezbędny sprzęt medyczny do wykonywania prostych zabiegów.

Wariant geofizyczny został opracowany w 1974 r. na zamówienie Państwowego Przedsiębiorstwa Poszukiwań Geofizycznych (PPPG), które prowadzi regularne badania aerogeofizyczne. Samoloty otrzymały aparaturę do dokonywania pomiarów magnetoelektrycznych i radiometrycznych. Badania te mają duże znaczenie dla geologii i są bardzo przydatne przy poszukiwaniu kopalin stałych, głównie rud metali i surowców skalnych. Kilka samolotów przystosowano do pracy w klimacie tropikalnym i do długich lotów trwających 5–6 godzin na większej wysokości. Zamówienie zostało dokonane w związku z przetargiem wygranym przez PPPG na poszukiwania geofizyczne w Nigerii. W kwietniu 1974 r. 2 samoloty *An-2* w opisywanej wersji zostały dostarczone lotem z Mielca do Lagos.

Wersja retransmisyjna została wykonana na zamówienie Telewizji Polskiej. *An-2* ze znakami SP-TVN został przekazany do użytku 11 IV 1975 r. Samolot stanowi unikalną stację retransmisyjną TVP. Na pokładzie maszyny zainstalowano urządzenia elektroniczne do przekazywania zespolonego sygnału telewizyjnego na duże odległości.

Prace nad rozwojem samolotu prowadzono również w kierunku zmian konstrukcyjnych samego płatowca i jednostki napędowej. Na przykład w 1969 r. doc. mgr inż. Tadeusz Chyliński z Instytutu Lotnictwa opracował projekt wstępny modyfikacji *An-2* o większej powierzchni nośnej w celu zwiększenia ładunku użytecznego. Później wystąpił również z koncepcją odmiany *An-2* z napędem turbośmigłowym.

W 1971 r. opracowano w Instytucie Lotnictwa projekt interesującej przeróbki samolotu *An-2* na latającą laboratorium *Lala-1* (rys. 119), przeznaczone do określenia wpływu napędu odrzutowego na efektywność aparatury rolniczej. Projekt został opracowany przez zespół pod kierunkiem mgr. inż. Jerzego Świdzińskiego. Przeróbkę wykonano w Zakładzie Produkcji Doświadczalnej IL, przeznaczając do tego celu seryjny egzemplarz *An-2R*, nr fabr. 1G12832. Skojarzony napęd stanowiły dwa silniki: śmigłowy ASz-62IR i odrzutowy AI-25 z silnikiem rozruchowym AI-9. Ten niekonwencjonalny samolot został oblatany 10 II 1972 r. tylko z silnikiem śmigłowym i 26 IV 1972 r. z obydwojema pracującymi silnikami. Przeprowadzone próby pozwoliły



Rys. 119. Samolot eksperymentalny *Lala-1*

na wyciągnięcie wniosków co do awangardowych rozwiązań konstrukcyjnych, wykorzystanych następnie przy projektowaniu i budowie samolotu PZL M-15.

Samoloty *An-2* produkowane od szeregu lat w dużych ilościach przez WSK Mielec zdobyły ustaloną renomę u licznych odbiorców w kraju i za granicą. Liczba wypuszczanych maszyn osiągnęła imponujące rozmiary, ponad 500 sztuk rocznie. Uwagę na wielkość produkcji przemysłu lotniczego zwrócił uroczysty akt przekazania w dniu 3 II 1973 r. 5000 samolotu *An-2* przeznaczonego dla Związku Radzieckiego. Maszyna ta została wyprodukowana w czynnie społecznym, jako dar za usługi Mielca dla lotnictwa Kraju Rad.

Pośród 8300 *An-2* wyprodukowanych w Mielcu do 31 XII 1975 r. ponad 7000 zakupił Związek Radziecki, gdzie stosowano je głównie w transporcie, komunikacji i agrolotnictwie. Punktem zdawczo-odbiorczym mieleckich *An-2* jest Lwów, skąd maszyny są kierowane dalej w głąb Związku Radzieckiego na Północ, Daleki Wschód, do Azji Środkowej, na Daleki Północ, Syberię i Kaukaz. Kilkaśset *An-2R* i *An-2TD* zakupiły Bułgaria, Węgry, Rumunia, Jugosławia, NRD, CSRS, KRLD i Mongolia. W 1973 r. rozpoczęto eksport do krajów zachodnich sprzedając kilka *An-2* do Francji, a w 1974 r. również do Holandii, do Anglii, Turcji itd. Losy jednego *An-2TD* sprzedanego do Holandii zasługują na uwagę ze względu na dosyć niezwykłą historię maszyny.

W listopadzie 1974 r. Przedsiębiorstwo Handlu Zagranicznego Przemysłu Lotniczego PEZETEL sprzedało holenderskiej firmie Air Enterprise B.V. Amsterdam *An-2TD*, nr fabryczny 1G14235, noszący w Polsce znaki SP-DMA. Samolot został skreślony z rejestru IKCSP

26 XI 1974 r. Później w Holandii zmieni³ w³aciciela na Aerospace Enterprise A.B. W grudniu 1975 r. maszyna zosta³a odsprzedana z kolei firmie Kensington Aircraft w Stanach Zjednoczonych A.P. Samolot zosta³ następnie przystosowany do lotów dalekodystansowych przez zabudowanie dodatkowych zbiorników w kabinie ³adunkowej. Przeróbki dokonano w firmie Mann Aviation. Pojemno³ zbiorników zwiększy³a się przesz³o dwukrotnie z 1200 do 2840 dm³, a masa ca³-kowita wzros³a do 6725 kg. Zasięg maszyny wyd³uży³ się do 2100 km. Tak przygotowany samolot wykona³ w dniu 15 II 1976 r. przelot przez Atlantyk na trasie Fair Oaks—Lizbona—Azory—Boston. Amerykański *An-2TD*, jakkolwiek mia³ na kad³ubie namalowane znaki rejestracyjne Stanów Zjednoczonych N22AN, to na skrzyd³ach pozostawiono mu nadal polskie znaki rejestracyjne SP-DMA, a na sterze kierunku bia³o-czerwon¹ flagę!

Poza eksportem samolotów PZL-WSK Mielec sprzedaje za granicę także us³ugi agrolotnicze wykonywane na w³asn¹ych *An-2R* w krajach Afryki Pó³nocnej i na Bliskim Wschodzie, przeważnie w Egipcie, Sudanie, Libii, Algierii i w Syrii. W ci¹gu kilkuletniej dział³alno³ci w tych krajach polskie agrolotnictwo zdoby³o ustalon¹ renomę, co spowodowa³o wyst¹ąpienie ze strony kontrahentów o sta³y charakter ³ewiadczonych us³ug. Stanowi to wielki wyraz uznania, zw³aszcza wobec silnej konkurencji ze strony zachodnioeuropejskich firm tradycyjnie zajmuj¹cych się dział³alno³ci¹ w tej ga³łęzi lotnictwa.

Do końca 1979 r. wytwórn¹ie opu³ci³o ponad 9300 *An-2*, a w tym oko³o 5250 stanowi³o wersj¹ę rolnicz¹ *An-2R*. Dla samolotów tego typu w WSK Kalisz wyprodukowano oko³o 14 500 silników *ASz-62IR*. Liczby te w odniesieniu do samolotu jednego typu s¹ nie spotykane w okresie powojennym w lotniczych przemys³ach Europy i rzadko spotykane na ³ewieci. Spo³ród samolotów rolniczych, u³ywanych we wszystkich krajach ³wiata, co pi¹ty to *An-2R*, wyprodukowany w Polsce w WSK Mielec.

W ZSRR i w Polsce zbudowano ³¹cznie ponad 11 000 *An-2* we wszystkich wersjach, w wyniku czego samolot ten, maj¹cy za sob¹ 30 lat ci¹g³ej produkcji, sta³ się ³wiatowym rekordzist¹ w³ród maszyn transportowych obok s³ynnego *Douglas DC-3 (C-47)*.

Samolot *An-2* jest stale modernizowany. Oprócz prac o szerszym zakresie maj¹cych na celu stworzenie nowych wersji, polscy konstruktorzy z O³rodka Badawczo-Rozwojowego przy WSK PZL Mielec wprowadzili wiele zmian w konstrukcji i wyposażeniu. Ogól¹ny wysi³ek by³ skierowany na przed³użenie żywotno³ci i wprowadzenie ulepszeń w konstrukcji. Na podstawie materia³ów nadsy³anych przez u³ytkowników wzmocniono te elementy kad³uba i skrzyde³, które się najszybciej zu³ywa³y i by³y najcz³ęściej remontowane. Wzmocniono również w³ęz³y mocowania podwozia g³ównego, w tym sworze³ni³¹cz¹cy zastrza³ z amortyzatorem g³ównym, oraz zamieniono ca³kowicie podwozie tylne, stosuj¹c odkuwki zamiast konstrukcji spawanej. Szereg zmian konstrukcyjnych wprowadzono do os³on silnika, eliminuj¹c dotychczasowe usterki tego zespo³u. Zmieniona zosta³a również konstrukcja deflektorów os³ony silnika. Wprowadzono także zmiany konstrukcyjne, polepszaj¹ce prac¹ę wlotu powietrza do ga³ynika. Wzmocniono górn¹ cz³ę³ kad³uba i zastosowano malowanie podk³adami gruntowymi i lakierami epoksydowymi. W rezultacie tych zmian i ulepszeń żywotno³ść maszyny do pierwszego remontu

w wersji *An-2R* wzros³a z 900 do 1800 godzin, a w pozosta³ych wersjach do 2500 godzin. Poza tym zastosowano konstrukcyjn¹ zmian¹ę elementów na l¹ejšie. Obni³ono masę w³asn¹ maszyny, poprawiaj¹c osi¹gi i ud³wig. Wprowadzono dalsze zmiany w podwoziu, zmniejszaj¹c jego wysoko³ i przystosowuj¹c do l¹dowania w trudnym terenie. Zwiększono powierzchnię usterzenia poziomego, zmieniono typy ³emigie³ i rozmieszczenie agregatów. Poza tym poprawiono warunki pracy pilotów przez wprowadzenie dodatkowej klimatyzacji oraz izolacji d³więko- i ciep³och³onnej.

Więszo³ zmian nie by³a widoczna na sylwetce samolotu, lecz wymaga³a powa³anych przedsięwzi¹ę w procesie produkcyjnym, np. w technologii nak³adania pokry³ i uruchomienia w (polskim) przemy³le farb i lakierów produkcji odpowiednich gruntów i emalii odpornych na dział³anie chemikaliów. Do innych zmian o charakterze u³ytkowym nale³1: zmiana podzia³u bocznych szyb w kabinie pilotów, usunięcie dysz Venturiego (zwi¹zana ze zmian¹ wyposażenia tablicy przyrz¹-dów pok³adowych), wprowadzenie os³on anten radiowysoko³ciomierza z mas epoksydowych, zmiana kształtu i usytuowania chwytu powietrza do wentylacji kabiny umieszczonej na grzbiecie kad³uba, zmiana anteny UKF z prostej na sko³n¹, usunięcie w³azu akumulatora pod statecznikiem poziomym, zmiana w rozmieszczeniu w³ierników w tylnej cz³ęci kad³uba.

W WSK Kalisz również s¹ stale prowadzone prace nad rozwojem silnika *ASz-62IR*. Dzięki wprowadzonym zmianom modernizacyjnym zmierzaj¹cy¹ przede wszystkim w kierunku przed³użenia czasu międzyremontowego uzyskano ju³ zwiększenie resursu z 800 do 1200 godzin.

An-2 polskiej produkcji zdoby³y uznanie wsz³ędzie tam, gdzie s¹ eksploatowane. Zawdzi³czając nale³y to pracy konstruktorów radzieckich i polskich, którzy wspólnie pracowali przez wiele lat nad unowocześnieniem tego samolotu. Dokonali ogromnej pracy wprowadzaj¹c w tym czasie kilka tysięcy większych i mniejszych zmian konstrukcyjnych, które wp³yn¹ę na podniesienie walorów eksploatacyjnych maszyny. Na samoloty tej klasy nadal istnieje duże zapotrzebowanie i jakkolwiek kończy się ich produkcja, d³ugo jeszcze b¹ęd¹ s³uży³y w rolnictwie i transporcie.

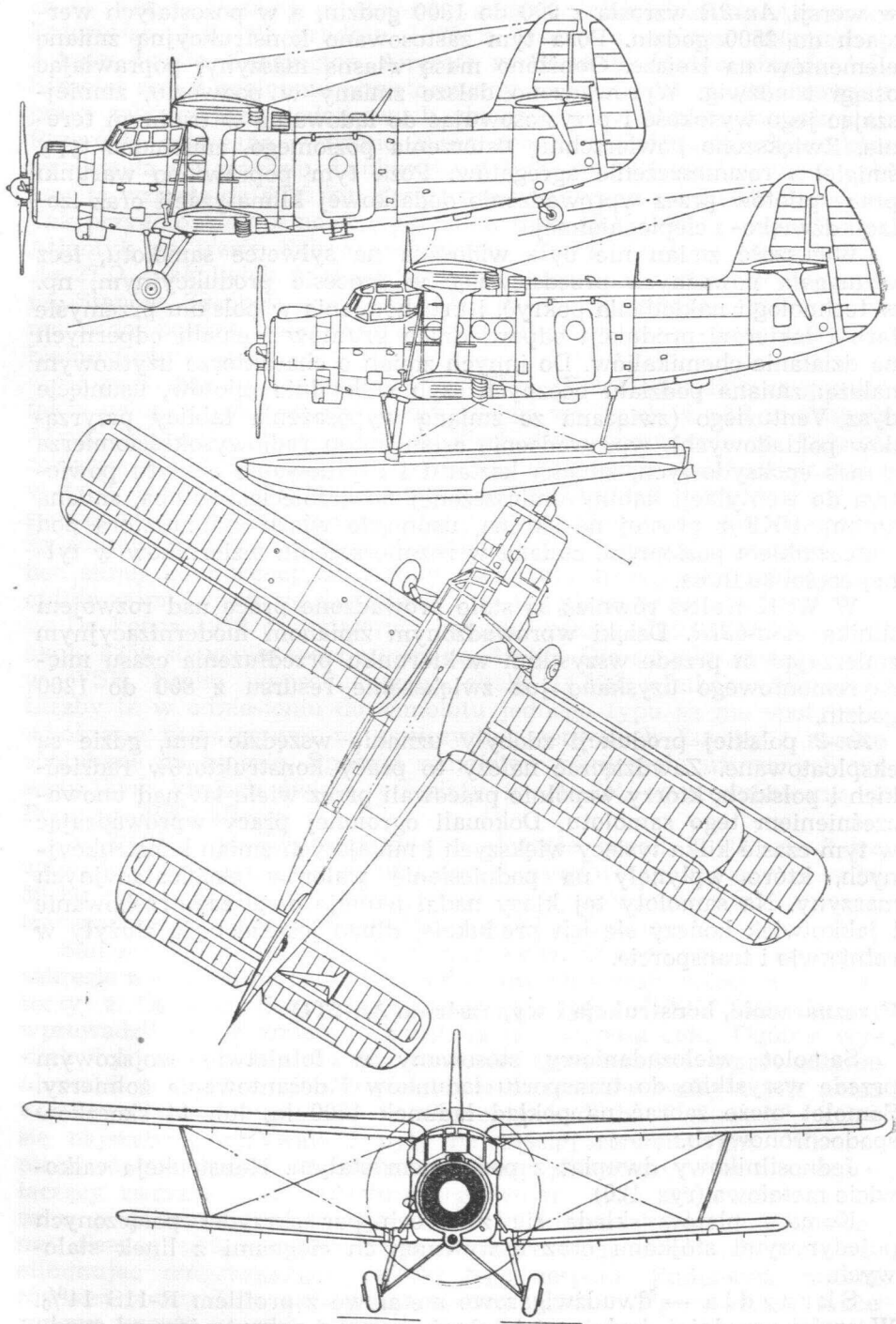
Przeznaczenie, konstrukcja i wyposażenie *An-2TD*

Samolot wielozadaniowy stosowany w lotnictwie wojskowym przede wszystkim do transportu ³adunków i desantowania ³o³nierzy. Samolot może zabrać na pok³ad ³adunek 1500 kg lub 14 skoczków spadochronowych.

Jednosilnikowy dwup³at z podwoziem sta³ym. Konstrukcja ca³kowicie metalowa (rys, 120).

Komora p³atów sk³ada się z dwóch par skrzyde³ po³¹czonych pojedynczymi stojkami oraz usztywnionych ci³ęgnami z linek stalowych.

Skrzyd³a — dwud³wigarowe metalowe z profilem R-11S 14%. W cz³ęci przedniej, końcowej i tylnej skrzyd³o pokryte jest od spodu blach¹ duralow¹. Pozosta³a cz³ę³ skrzyde³ pokryta jest p³ótnem oprócz zbiorników, które mieszcz¹ się w partii przykad³ubowej — w przestrzeni międzyd³wigarowej górnych p³atów. Na górnym skrzydle



Rys. 120. Sylwetki samolotów An-2TD i An-2W

znajduj¹ się lotki wychylane różnicowo, wyważone masowo i aerodynamicznie. Na lewej lotce jest klapka wyważaj¹ca. Skrzydła s¹ w pe³ni zmechanizowane. Na ca³ej rozpiętości skrzydła górnego znajduj¹ się automatyczne skrzela, wysuwaj¹ce się przy prędkości bliskiej prędkości przeci¹gnięcia. Klapy szczelinowe — takie same, jak lotki, s¹ na górnym i dolnym skrzydle. Lotki wychylaj¹ się jednocześnie z klapami zwiększaj¹c ich efektywność. Konstrukcja lotek i klap metalowa, pokrycie w części przedniej i tylnej blach¹ duralow¹, reszta powierzchni pokryta p³ótnem. W krawędziach natarcia dolnych skrzydeł znajduj¹ się dwa reflektory do l¹dowania, a w prawym skrzydle dodatkowy reflektor do ko³owania. Stójki międzyskrzydłowe wykonane s¹ z wyt³oczek z blachy duralowej, po³1czonych przez nitowanie. Na lewej stójce znajduje się rurka Pitota i nadajnik temperatury otaczaj¹cego powietrza.

Kad³ub o konstrukcji p³oskorupowej ma przekrój zbliżony do prostok¹tnego. W części przedniej mieści się kabina za³ogi, w środkowej kabina ³adunkowa, a w tylnej toaleta oraz pomieszczenie: dodatkowego wyposażenia i akumulatorów oraz skrzyń z narzędziami pok³adowymi. Kabina pilotów jest bogato oszklona. P³yty ze szkła organicznego, stanowi¹ce okna kabiny, umocowane do spawanej ramy, wystaj¹ z boku, poza obrys kad³uba, zapewniaj¹c dobr¹ widoczność do do³u. W suficie umieszczony jest duży wziernik, spe³niaj¹cy rolę wyjścia awaryjnego. Dostęp do kabiny ³adunkowej zapewniaj¹ duże drzwi o wymiarach 1530 X 1460 mm, mieszcz¹ce w sobie mniejsze drzwi dla skoczków 1420 X 810 mm. Kabina ³adunkowa o wymiarach 4100 X 1800 X 1600 mm ma po 4 okna z każdej strony. Dla zapewnienia dobrej widoczności w warunkach oblodzenia dwie lewe przednie szyby kabiny pilotów s¹ ogrzewane elektrycznie, a jedna prawa — gor¹cym powietrzem. Kabina za³ogi i kabina ³adunkowa s¹ ogrzewane ciep³ym powietrzem. Wszystkie przedziały samolotu maj¹ wentylację powietrzem, które dostaje się przez chwyty, a wydostaje się przez wywietrzniki.

Usterzenie. Statecznik poziomy podparty jest zastrza³ami. Konstrukcja usterzenia jest metalowa, pokryta p³ótnem. Ster wysokości ma kompensację aerodynamiczn¹ i wyważenie masowe, na lewej p³ówce steru wysokości jest klapka wyważaj¹ca. Ster kierunku wyważony masowo na kompensację aerodynamiczn¹ i wyposażony jest w klapkę wyważaj¹c¹.

Podwozie — sta³e, trójgoleniowe, amortyzatory olejowo-powietrzne. Ogumienie p³óbalonowe, hamulce bębnowe, sterowane pneumatycznie. Kó³ko ogonowe osadzone na widelcu, wychylane zgodnie z kierunkiem ruchu samolotu, amortyzator gazowo-olejowy. W zimie ko³a można zast¹piąć nartami, które maj¹ sterowane pneumatycznie pazury wysuwaj¹ce się z p³aszczyny α lizgowej i powoduj¹ce hamowanie samolotu.

Zespó³ napędowy: 9-cylindrowy, gwiazdowy silnik t³okowy ASz-62IR, ch³odzony powietrzem, z reduktorem planetarnym i sprężark¹ odśrodkow¹ o mocy startowej 736 kW (1000 KM). Rozruch — elektryczny. Os³ona typu CAGI ma automatycznie regulowany przep³yw powietrza zas³onkami na wylocie. Pojemność 6 zbiorników paliwa wynosi 1200 dm³, a zbiornika oleju 125 dm³. Ch³odnica oleju zabudowana jest na ramie z ty³u pod os³on¹ silnika. $\mathcal{E}$ mig³o cztero³opatowe o skoku zmiennym w locie z hydrauliczno-bezw³adno³cio-

wym przestawieniem ³opat. Typ ^{emig}3a określa okres, w którym je stosowano:

- *W-509D7* konstrukcji G.M. Zasławskiego o charakterystycznych ³opatach, wykonanych z drewna, w kształcie klingi szabli. Stosowane do połowy lat sześćdziesiątych;
- *W-509D9* z ³opatami prostokątnymi o tępo ściętych końcówkach. Piasta osłonięta kołpakiem. Łopaty wykonane z komponentu: drewno ulepszone delta + sosna lotnicza + siatka metalowa. Stosowane w samolotach *An-2*, produkowanych przez WSK PZL Mielec;
- *PZL AW-2* wprowadzone w latach siedemdziesiątych, z ³opatami wykonanymi z metalu i piast nie osłonięty kołpakiem. Wszystkie ^{emig}3a mają średnicę 3,6 m. Krawędzie natarcia mają spirytusow instalację przeciwbłodzeniową.

W wyposażenie radiowo-nawigacyjne. W skład tego wyposażenia wchodzi:

- radiostacja nadawczo-odbiorcza KF R-842 lub R-805 z anten promieniową rozpiętą pomiędzy masztem antenowym a statecznikiem pionowym;
- radiostacja UKF *R-860* lub *R-800* z anten mieczową, umocowaną na grzbiecie kadłuba;
- radiowysokościomierz *RW-UM* lub *RW-2* z sygnalizacją dźwiękową. Anteny dipolowe znajdują się pod kadłubem w odległości 2,4 m jedna od drugiej;
- radiokompas *ARK-5* lub *ARK-9*. Linka antenowa rozpięta jest pomiędzy izolatorem na grzbiecie kadłuba a statecznikiem pionowym;
- sygnalizator przelotu nad radiolatarni MRP-56P;
- pokładowa rozmównica SPU-6.

Do sygnalizacji świetlnej służy rakietnica umieszczona w prawej burcie kabiny załogi.

Konstrukcja wersji morskiej *An-2W*

Wodnosamolot ma dwa duże pływaki o konstrukcji półskorupowej całkowicie metalowej. Każdy pływak jest podzielony na 12 komór wodoszczelnych. W przedniej części pływaków znajdują się gumowe zderzaki w kształcie noska pływaka. Z tyłu znajdują się sterki wodne, współpracujące ze sterem kierunku, opuszczane podczas manewrowania na wodzie i podnoszone w czasie startu, wodowania i manewrowania na lądzie. Golenie pływaków są rozstawione inaczej niż przy podwoziu kołowym.

An-2W ma ^{emig}3o o odwracalnym ciągu z mechanizmem rewersyjnym, sterowanym pneumatycznie. Początkowo samoloty miały ^{emig}3a drewniane *W-514D9* z rewersem, nie różniące się kształtem ³opat od ^{emig}3e drewnianych *W-509D9*. Obecnie stosuje się ^{emig}3a metalowe *PZL AW-2R*, współpracujące z regulatorem obrotów, stanowiące odmianę ^{emig}3a *PZL AW-2*.

Samolot ma dodatkowe światła postojowe zainstalowane na maszcie antenowym i stateczniku pionowym. Ponadto wyposażony jest w kotwicę denną, kotwicę pływającą, rzutkę, bosak i linę holowniczą.

Na kadłubie zabudowano wiele wężów do mocowania wyposażenia

na oraz uchwyty i stopnie wejściowe. Anteny radiowysokościomierza przesunięto do przodu. Do transportu samolotu na pływakach po ziemi, przy spuszczeniu na wodę oraz wyciągnięciu na ląd, służy podwozie transportowe, składające się z 4 koł rozmieszczonych z przodu i tyłu pływaków.

Dane techniczne *An-2TD*

Wymiary: rozpiętość 18,176 m, długość w linii lotu 12,735 m, długość podczas postoju na ziemi 12,400 m, wysokość w linii lotu 6,097 m, wysokość na ziemi 4,235 m, powierzchnia nośna 71,51 m².

Masy: własna 3445 kg, użyteczna 2055 kg, całkowita maksymalna 5500 kg.

Osłogi: prędkość maksymalna 253 km/h na wysokości 1750 m, prędkość przelotowa 185 km/h, prędkość minimalna 85 km/h, prędkość wznoszenia 3,5 m/s, pułap 4160—4400 m, zasięg 900 km, rozbieg 150—180 m, dobieg 170—180 m.

Dane techniczne *An-2W*

Wymiary: rozpiętość 18,176 m, długość 13,201 m, wysokość 6,507 m, powierzchnia nośna 71,51 m², długość pływaków 9,337 m, rozstaw osi pływaków 3,700 m.

Masy: własna 3690 kg, użyteczna 1560 kg, całkowita 5250 kg.

Osłogi: prędkość maksymalna 229 km/h, prędkość wznoszenia 2,67 m/s, pułap 3660 m, rozbieg 205 m, dobieg 180 m.

Na przełomie lat 1952/53 w zespole kierowanym przez Olega K. Antenowa skonstruowano nowoczesny górnoświat *An-8*, napędzany dwoma silnikami Kułniecowa *NK-4*, każdy o mocy 3754 kW (5100 KM). Samolot stał się protoplastą licznej rodziny górnoświatów transportowych Antonowa. Maszyny były produkowane seryjnie od 1955 r. i do dzisiaj znajdują się w radzieckim lotnictwie wojskowym i cywilnym.

W wyniku rozwoju konstrukcji *An-8* powstały równolegle dwa samoloty: pasażerski *An-10 Ukraina* i transportowy *An-12*. Obydwa prototypy zostały oblatane w 1957 r. *An-10* wystawiony był na Wystawie Światowej Expo-58 w Brukseli, gdzie otrzymał złoty medal i dyplom. *An-12* ma 4 silniki turbośmigłowe, stanowiące zespół napędowy, oraz pięć silnik pomocniczych, służących do wciągania ciężkich ładunków na platformach desantowych na pokład maszyny. Prototypy i pierwsze egzemplarze seryjne były napędzane silnikami Kułniecowa *NK-4* z mocą obniżoną do 2944 kW (4000 KM), ale przewidzianym rezersem. Późniejsze egzemplarze wyposażone są w bardziej ekonomiczne silniki Iwczenki *AI-20K* o mocy 2944 kW (4000 KM), a ostatnie egzemplarze w wersji *An-12B* mają zmodernizowane silniki

AI-20M o mocy 3128 kW (4250 KM). W przypadku awarii jednego silnika *An-12* może kontynuować lot na wysokości 8000 m, a przy dwóch pracujących — lot na wysokości 6000 m.

An-12 został zaprojektowany specjalnie dla potrzeb wojsk powietrznodesantowych. Główną częścią kadłuba — ładownia, może być przystosowana w zależności od rodzaju i celu transportu:

- do przewozu pododdziału żołnierzy wojsk powietrznodesantowych³¹cznie z uzbrojeniem;
- do przewozu ciężkiego sprzętu bojowego — platform i pojemników ze sprzętem bojowym do zrzutów na spadochronie;
- do transportu masy towarowej w przewozach cywilnych.

W wojskowej wersji desantowej istnieją następujące warianty załadowania maszyny:

- Dla desantu spadochronowego lub desantu lądowego w ładowni można pomieścić:
 - 60 spadochroniarzy z wyposażeniem osobistym,
 - 105 żołnierzy z wyposażeniem osobistym (desant lądowy),
 - 76 rannych, z tego 60 leżących i 16 siedzących + 9 osób obsługi,
 - 2 platformy o nośności 3,5 tony każda,
 - 2 platformy o łącznym ładunku 7,0 t i 20 żołnierzy,
 - 1 platforma + zasobniki do 10 t.
- W wersji zrzutu zaopatrzenia samolot może zabrać ładunek do 10 t — zależnie od odległości lotu.

Desantowanie w powietrzu odbywa się przy prędkości 300—400 km/h. Skoki wykonywane są przy użyciu spadochronu stabilizującego, mającego za zadanie wyhamowanie prędkości, właściwe usytuowanie skoczka względem ziemi i skrócenie czasu przebywania w powietrzu. Dopiero w późniejszej fazie opadania otwiera się spadochron główny.

Desantowanie ciężkiego sprzętu dokonywane jest kilkoma metodami. Jedną z nich polega na użyciu specjalnych platform, tzw. palet. Cięższy sprzęt bojowy i transportowy, jak np. działka przeciwlotnicze, działka bezdrutowe, artyleryjskie wyrzutnie pocisków rakietowych, osobowe samochody terenowe GAZ-69A, sprzęt saperski itp., umocowuje się na paletach — podstawach, mających odpowiednie zaczepy, linki do mocowania oraz podwozia kołowe. Po umocowaniu ładunku na platformie umieszcza się ją w ładowni *An-12*. Podczas lotu platformy są tak umocowane, aby nie przemieszczały się. Po otwarciu wazu desantowego platformy są wyciągane samoczynnie za pomocą specjalnego urządzenia albo małego spadochronu. Pierwsza faza opadania odbywa się ze spadochronem stabilizującym, dopiero w późniejszej fazie opadania otwierane są spadochrony transportowe. Liczba ich zależy od ciężaru ładunku. Ze względów taktycznych godniej jest, aby ładunki opadały z dużej prędkości, ponieważ umożliwia to celny zrzut i zapewnia lepszą ochronę przed ogniem przeciwnika.

Cięższy sprzęt, jak np. samobieżne działka pancerne ASU-85, dostarczany jest do rejonu walk inną drogą. Załadowany do *An-12* przewożony jest do miejsca przeznaczenia drogą powietrzną. Po wylądowaniu samolotu, np. na zdobytym lotnisku lub lądowisku, działka pancerne, kołowe opancerzone wyrzutnie pocisków przeciwpancernych i inne ciężkie pojazdy mogą wyjechać z wnętrza samolotu w ciągu kilku minut, zapewniając silne wsparcie ogniowe zrzuconym poprzednio oddziałom powietrznodesantowym.

Samoloty *An-12* w wersji wojskowej znajdują się w wyposażeniu armii państw-sygnatariuszy Układu Warszawskiego, gdzie są stosowane w procesie szkolenia bojowego. Już w 1963 r. podczas manewrów armii Układu Warszawskiego p.n. „Kwartet”, przeprowadzonych w NRD, zastosowano na dużą skalę samoloty transportowe, wśród których były również *An-12*. Maszyny tego typu znajdują się na wyposażeniu wojskowego lotnictwa transportowego Indii, Algierii, Egiptu, Indonezji, Iraku, Bangladeszu i innych. *An-12B* Indyjskich Sił Powietrznych były nawet wykorzystywane w roli nocnych samolotów bombowych w grudniu 1971 r., podczas kolejnej konfrontacji indyjsko-pakistańskiej. Kilka indyjskich *An-12* przystosowano również do morskiej służby patrolowej dalekiego zasięgu na obszarze Oceanu Indyjskiego.

Cywilna wersja *An-12B* przystosowana jest do przewozu 120 pasażerów lub 20 ton ładunku. Samoloty te są eksploatowane w Aeroflocie na trasach dalekowschodnich i na Syberii. Od kilku lat zaopatrzenie radzieckich ekspedycji naukowych na Antarktydzie i w Arktyce dokonywane jest na *An-12*. Samoloty, pokonując bardzo dalekie trasy dołotowe Moskwa—Taszkient—Delhi—Rangun—Dżakarta—Sydney—Crayschurch—Mirnyj, dolatują do stacji badawczych w obszarze Antarktydy. Podobne trasy są pokonywane również w przeciwnym kierunku do stacji dryfujących na Morzu Arktycznym w rejonie bieguna północnego. W przypadkach klęsk żywiołowych przerzuca się na pokładach *An-12* setki ton żywności, leków i odzieży dla potrzebującej ludności zagrożonych obszarów. Po zakończeniu procesu powstawania państwa Bangladesz radzieckie *An-12* przewoziły dziesiątki tysięcy uchodźców z Indii do byłego Pakistanu Wschodniego, utrzymując przez dłuższy czas regularne pośpienie na trasie Kalkuta—Rajpur. W 1966 r. uruchomiono na samolotach *An-12B* linię towarową Moskwa—Paryż, a w 1971 r. podobną linię Moskwa—Berlin.

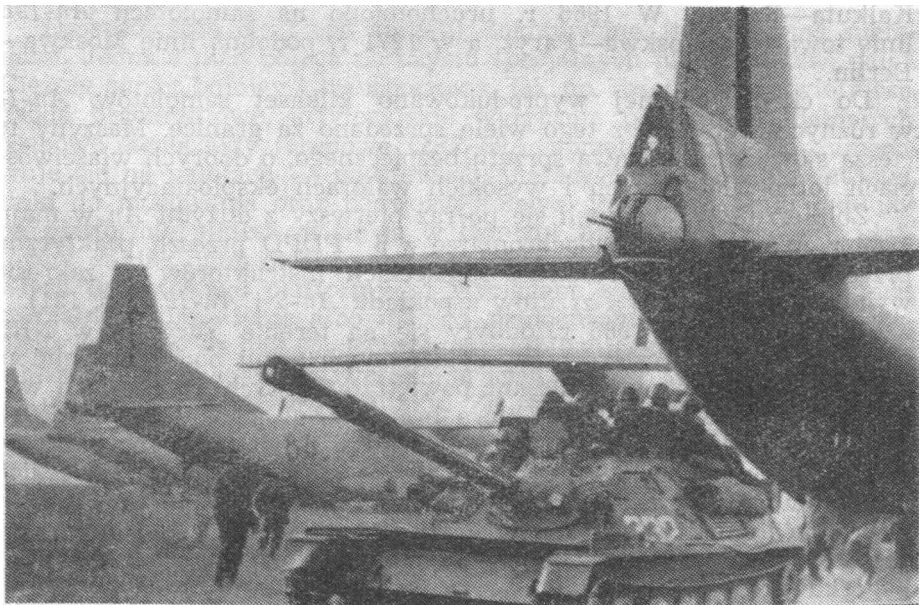
Do chwili obecnej wyprodukowano kilkaset samolotów *An-12* w różnych wersjach, z tego wiele sprzedano za granicę. Maszyny te cieszą się zasłużoną sławą sprzętu bezpiecznego, o dobrych właściwościach lotno-pilotażowych i wysokich walorach eksploatacyjnych.

Żołnierze LWP zetknęli się po raz pierwszy z dużymi *An* w maju 1963 r. Wówczas to spadochroniarze z 6 PDPD przeszli praktyczne przeszkolenie pod kierunkiem radzieckich instruktorów w zakresie wykonywania skoków i zrzutów z pokładu *An-8* i *An-12* (rys. 121).

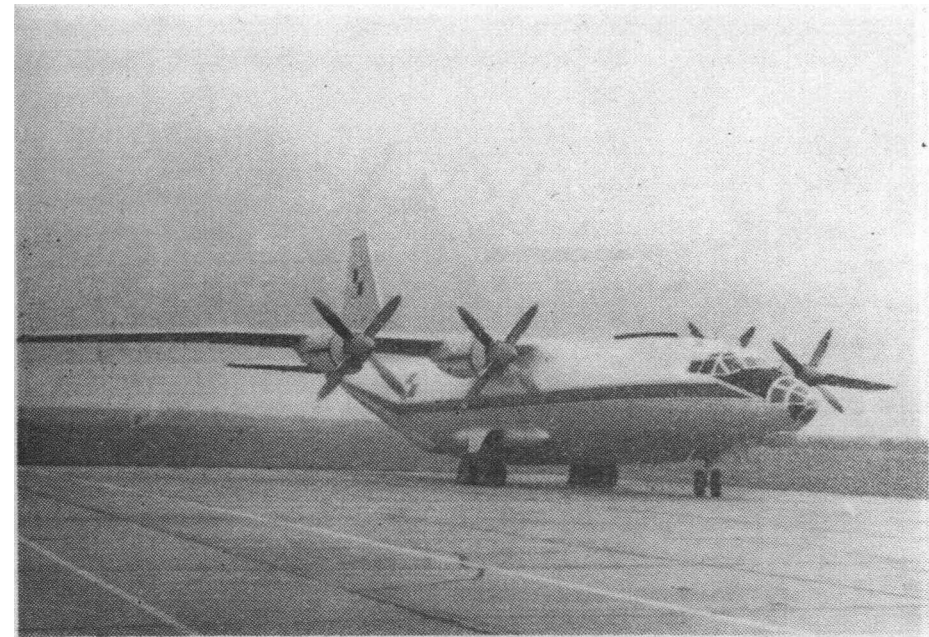
W październiku 1965 r. odbyły się na terenie Turynii w NRD wspólne ćwiczenia czterech zaprzyjaźnionych armii pod kryptonimem „Burza Październikowa”. Desant powietrzny w tych ćwiczeniach wykonany był siłami 6 PDPD, która brała udział jako jedyny zwizek taktyczny sił lądowych Wojska Polskiego. 6 Dywizja po raz pierwszy w swej historii była desantowana całością sił z pokładów radzieckich samolotów *An-12*. Start załadowanych maszyn nastąpił 26 X 1965 r. z węzłów lotnisk położonych w kraju. Po niespełna 2 godzinach lotu został dokonany desant powietrzny nad zrzutowiskiem w wyżynnej, pagórkowatej części Turynii — w rejonie Erfurtu. Szturmowy rzut spadochronowy desantowany był w trudnych warunkach atmosferycznych. Prędkość wiatru przy ziemi dochodziła do 8—10 m/s. Pomimo przeszkód i oporu pozorowanego przeciwnika lotnisko Erfurt zostało błyskawicznie opanowane przez polskich spadochroniarzy.



Rys. 121. Żołnierze wojsk powietrznodesantowych w oczekiwaniu na załadunek do samolotu An-12 (fot. Stanisław Syndoman)



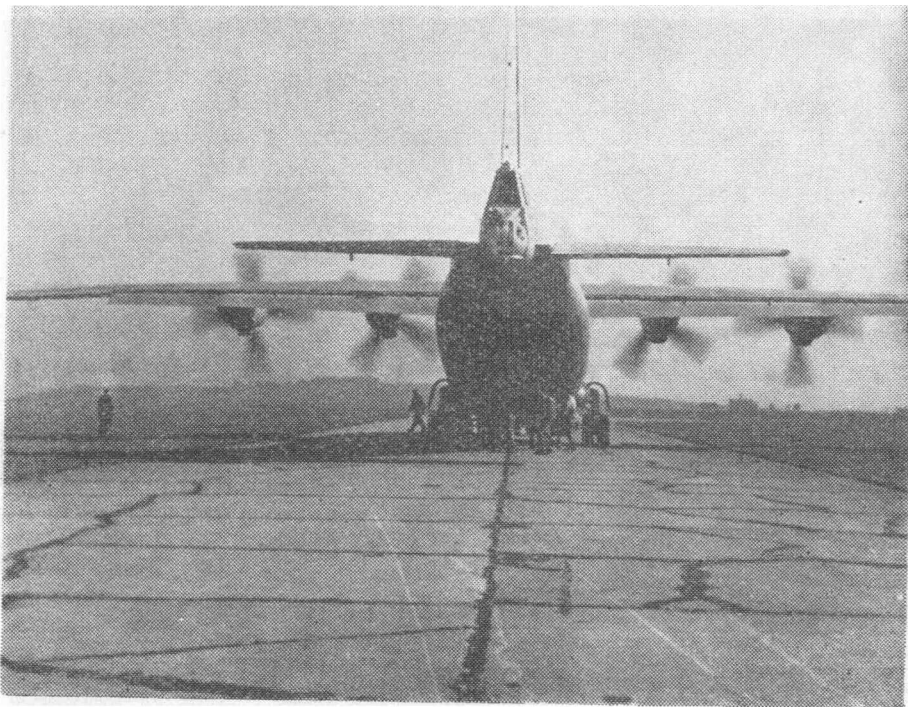
Rys. 122. Desant lądowy z samolotu An-12 podczas ćwiczeń „Burza Październikowa” — 26 X 1965 r. Na zdjęciu szturmowe działo pancerne ASU-85 w czasie wyładunku z kabiny transportowej (fot. WAF)



Rys. 123, Samolot An-12B w barwach polskiego lotnictwa wojskowego (fot. Roman Marcinkiewicz)

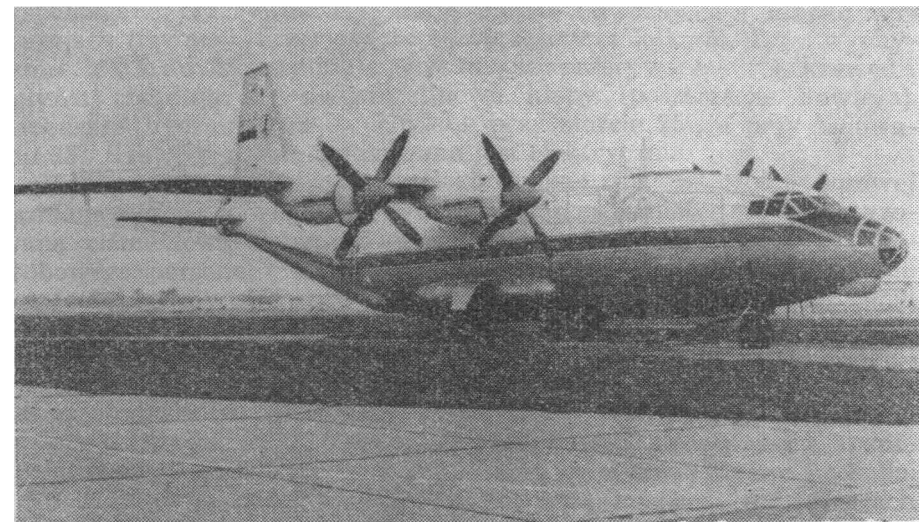
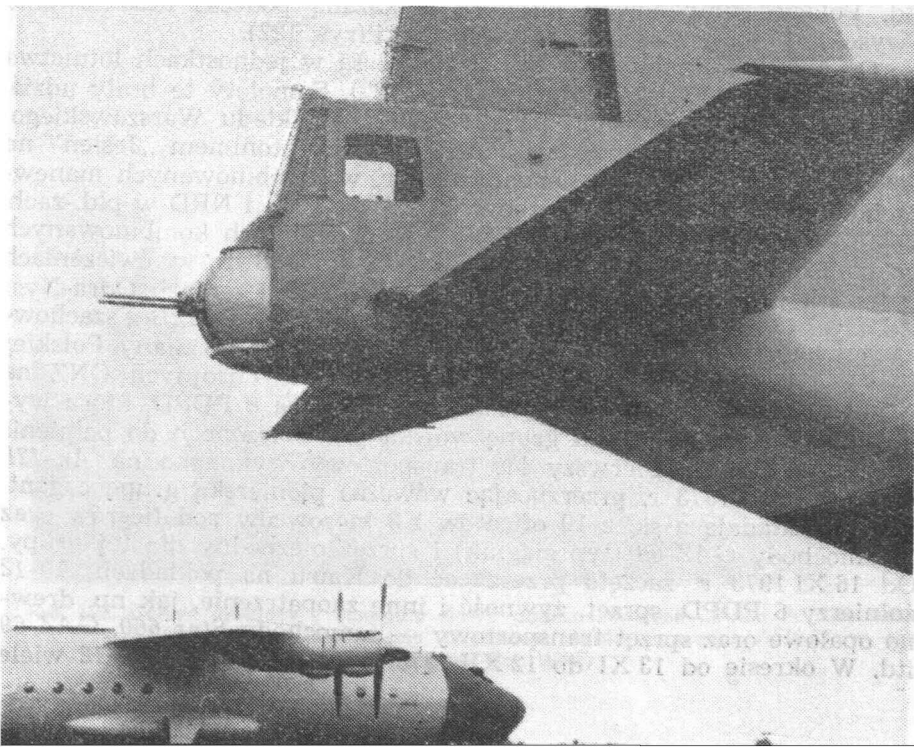
W chwilę potem w odstępach 30-sekundowych zaczęły lądować An-12 z desantem lądowym, wiozące ciężki sprzęt 6 PDPD, jak działa pancerne, wyrzutnie rakietowe, pływające transportery opancerzone itd. Polacy zaimponowali brawurą wykazaną podczas desantowania i wysokimi umiejętnościami w czasie walki (rys. 122).

Od 1966 r. samoloty An-12B używane są w jednostkach lotnictwa transportowego Wojska Polskiego (rys. 123). Samoloty te brały udział w wielu ćwiczeniach armii państw-członków Układu Warszawskiego: w październiku 1966 r. w ćwiczeniach pod kryptonimem „Jesień” na terenie Elbskiego OW, w sierpniu 1967 r. w kombinowanych manewrach sztabów i jednostek wojskowych ZSRR, PRL i NRD w półd. zach. rejonach Polski, we wrześniu 1967 r. w ćwiczeniach kombinowanych w północno-zachodnich rejonach Polski, w 1968 r. w ćwiczeniach morskich w rejonie Ustki, jesienią 1969 r. w ćwiczeniach Odra-Nysa itd. (rys. 124 i 125). W listopadzie i grudniu 1973 r. An-12B z szachownicami były wykorzystane do transportu żołnierzy. I zmiany Polskiej Wojskowej Jednostki Specjalnej Doraźnych Sił Zbrojnych ONZ na Bliski Wschód. Do służby tej została wyznaczona 6 PDPD, która wydzieliła ze swojego składu grupę wojska przeznaczoną do pełnienia służby w Egipcie. Pierwszy lot transportowy wykonano na An-12B w dniu 13 XI 1973 r. przerzucając wówczas pionierską grupę organizacyjną składającą się z 10 oficerów i 3 kierowców podoficerów oraz 3 samochody GAZ-69 (typ ciłnik) i sprzęt niezbędny dla tej grupy. Od 16 XI 1973 r. zaczęto przerzucać do Kairu na pokładach An-12 żołnierzy 6 PDPD, sprzęt, żywność i inne zaopatrzenie, jak np. drewno opałowe oraz sprzęt transportowy — samochody Star 660, GAZ-69 itd. W okresie od 13 XI do 12 XII 1973 r. wykonano na An-12 wiele



Rys. 124. Wzrost ładunkowy samolotu **An-12B** (fot. Stanisław Syndoman)

Rys. 125. Tylnie stanowisko strzeleckie samolotu **An-12B** (fot. Zielański)



Rys. 126. Samolot

An-12B

PLL LOT (fot. Mieczysław Łoża)

rejsów, utrzymuj¹c regularny most powietrzny na linii Kraków—Kair. Loty odbywano bez l¹dowania, zwykle po trasie Kraków—Budapeszt—Belgrad—Skopje—Saloniki—Kreta—Kair, przeciętnie na wysokości 7600 m, z prędkości¹ około 560 km/h, co pozwalało na pokonanie tej odległości w 5 h 20 min.

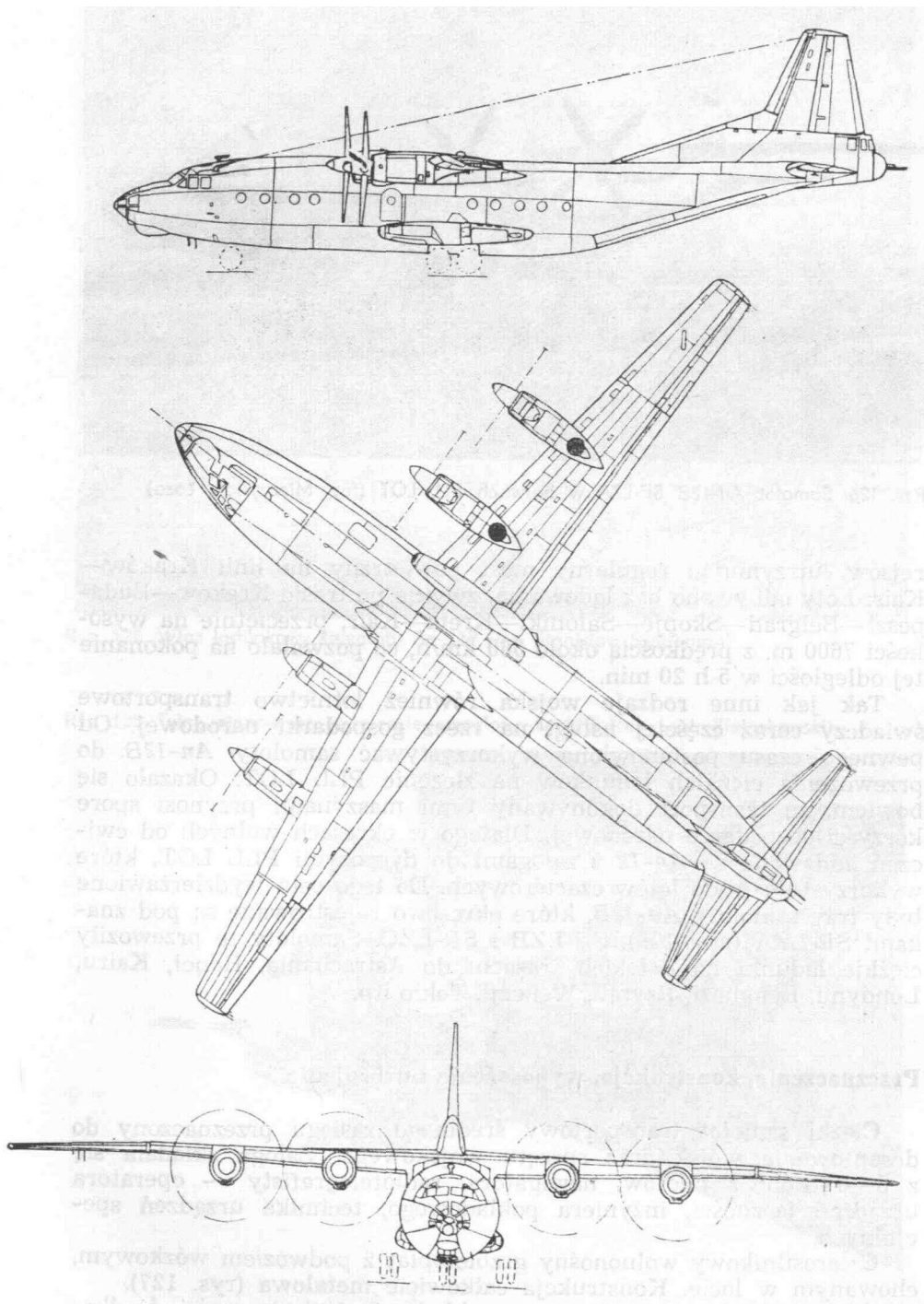
Tak jak inne rodzaje wojska również lotnictwo transportowe świadczy coraz częściej usługi na rzecz gospodarki narodowej. Od pewnego czasu postanowiono wykorzystywać samoloty **An-12B** do przewożenia ciężkich ładunków na zlecenie PLL LOT. Okazało się bowiem, że transport dokonywany tymi maszynami przynosi spore korzyści gospodarce narodowej. Dlatego w okresach wolnych od awizacji oddawane s¹ **An-12** z zaogami do dyspozycji PLL LOT, które wykorzystuj¹ je do lotów czarterowych. Do tego celu wydierżawione były trzy samoloty **An-12B**, które okresowo rejestrowane s¹ pod znakami SP-LZA (rys. 126), SP-LZB i SP-LZC. Samoloty te przewoziły ciężkie ładunki na dalekich trasach: do Astrachania, Hanoi, Kairu, Londynu, Benghazi, Rzymu, Wenecji, Tokio itp.

Przeznaczenie, konstrukcja, wyposażenie i uzbrojenie

Ciężki samolot transportowy średniego zasięgu przeznaczony do desantowania wojsk oraz sprzętu wojskowego. Załoga składa się z 5—6 osób: 2 pilotów, nawigatora, radiotelegrafisty — operatora urządzeń¹ czności, inżyniera pokładowego, technika urządzeń specjalnych.

Czterosilnikowy wolnonośny grzbietopłat z podwoziem wózkowym, chowanym w locie. Konstrukcja całkowicie metalowa (rys. 127).

Skrzydło — dwużygarowe składa się z pięciu części: środkowej, połączonej z kadłubem, dwu części pośrednich, na których zawieszone s¹ silniki i dwu części zewnętrznych. Lotki szczelinowe,



Rys. 127. Sylwetka samolotu An-12B

wspomagane przerywaczami, mają klapkę odważającą i klapkę wyważającą (trymer). Przerywacze są sprzężone z lotkami. Przy wychyleniu lotki do 3° następuje wysunięcie przerywacza. Na krawędzi spływu znajdują się dwuszczelinowe klapy (poszerzacze Fowlera), napędzane hydraulicznie, wychylane przy starcie 25° , a przy lądowaniu 33° . Krawędź natarcia odladzana jest elektrycznie.

Kadłub o konstrukcji półskorupowej ma w części nosowej oskłon kabiny nawigatora, w następnej części mieści się klimatyzowana ciemieniowa kabina 5—6-osobowej załogi i przedział dla 14-osobowego personelu, który towarzyszy przewożonym ładunkom, lub dla małej grupy skoczków, którzy korzystają z tego pomieszczenia w przypadku desantu kombinowanego wykonywanego na dużych wysokościach. W desancie kombinowanym niezależnie od skoków pojedynczych spadochroniarzy zrzucający jest także ciężki sprzęt bojowy lub zasobniki z zaopatrzeniem. Klimatyzacja tego przedziału pozwala na loty do wysokości 10 000 m, bez konieczności korzystania z aparatury tlenowej. Drzwi wejściowe do kabin są z lewej strony kadłuba.

W środkowej części kadłuba znajduje się ładownia o wymiarach 13,5 X 3,5 X 2,6 m, pojemności 97,2 m³, zamknięta z tyłu wrotami wozu ładunkowego o wymiarach 7,7 X 2,95 m. Wrota, składające się z trzech części, otwierane są do wewnątrz kadłuba, a z wozu wysuwany jest na ziemię trap, po którym następuje załadunek i wyładunek sprzętu. W locie wrota są otwierane przez nawigatora za pomocą układu elektrohydraulicznego. Ładownia jest specjalnie przystosowana do zrzutów desantowych i wyposażona jest w podnoszone fotele dla skoczków spadochronowych oraz w urządzenia do załadunku i zrzutu sprzętu wojskowego, suwnicę stropową i transporter taśmowy. Kabina jest ogrzewana i wentylowana oraz wyposażona w instalację tlenową z maskami zakładanymi przy lotach powyżej 4000 m. Fotele ustawione są w czterech rzędach (dwa po środku i dwa po bokach). Umożliwia to wypuszczenie desantu przez wóz tylny równocześnie dwoma strumieniami w odstępach skoków co 5 do 7 sekund. Po bokach kadłuba znajdują się 10 okrągłych okien. Ponadto w kadłubie są 2 awaryjne wozy — przedni i górny. W tylnej części kadłuba jest wieżyczka strzelca pokładowego. W wersji cywilnej w miejscu wieżyczki urządzono toaletę.

Usterzenie: wolnonośne o konstrukcji półskorupowej. Ster wysokości ma dwa trymery (klapki wyważające). Ster kierunku wyposażony jest w klapkę odciążającą i klapkę wyważającą. Statecznik pionowy przechodzi w pięć grzbietów, zwiększając jego skuteczność. Krawędzie natarcia są odladzane elektrycznie.

Podwozie — trójpodporowe chowane w locie. Podwozie przednie, jednogoleniowe, z dwoma kołami, sterowane. Podwozie główne, jednogoleniowe, z wózkami czterokołowymi, wciągane jest do gondoli w kadłubie. Koła mają hydraulicznie uruchamiane hamulce tarczowe. Amortyzatory — olejowo-gazowe.

Zespół napędowy: cztery silniki AI-20M każdy o mocy 3128 kW (4250 KM). Śmigła metalowe AW-68 czterołopatowe o średnicy 4,5 m, z możliwością ustawienia łopaty w chropowatej i na mały kąt przy hamowaniu dobiegu. Paliwo umieszczone jest w 22 zbiornikach znajdujących się w skrzydle. W wersji desantowej samolot zabiera 18 000 dm³, a w wersji cywilnej 13 900 dm³ paliwa. W owiewce podwozia z lewej strony kadłuba znajduje się dodatkowy silnik

napędzający prądnicę służącą do rozruchu silników głównych oraz do prac remontowych i wciągania ciężkich ładunków na paletach do wnętrza ładowni.

W wyposażenie radiowo-nawigacyjne. *An-12B* ma bogate wyposażenie radiowe i radiolokacyjne, umożliwiające loty bez widoczności ziemi.

Uzbrojenie. W kulistym stanowisku strzeleckim na końcu kadłuba umieszczone są dwa sprężone na lawecie szybkostrzelne działka NR-23 kaliber 23 mm.

W tylnej części kadłuba, z boku po prawej stronie, znajdują się dwie elektrorakietnice, uruchamiane z kabiny pilotów.

Dane techniczne

Wymiary: rozpiętość 38,0 m, długość 33,1 m, wysokość 10,53 m, powierzchnia nośna 121,7 m².

Masy: własna 28000 kg, masa ładunku 20000 kg, całkowita w wersji desantowej 55 100 kg, całkowita w wersji towarowej 54000 kg, całkowita maksymalna 61 000 kg.

Osiąganie: prędkość maksymalna w wersji desantowej 777 km/h, prędkość maksymalna w wersji towarowej 600 km/h, prędkość przelotowa w wersji desantowej 670 km/h, w wersji towarowej 550 km/h, prędkość wznoszenia 10 m/s, pułap 10 100 m, zasięg wersji desantowej 3600 km, zasięg wersji towarowej 3400 km, zasięg maksymalny 5700 km, rozbieg w wersji desantowej 700 m, rozbieg w wersji towarowej 850 m, dobieg w wersji desantowej 500 m, dobieg w wersji towarowej 860 m.

AN-26

W 1968 r. w biurze konstrukcyjnym, kierowanym przez O. K. Antenowa, opracowano projekt samolotu transportowo-desantowego *An-26*. Maszyna stanowiła wariant rozwojowy *An-24TW* (lub *RT*), powstały wskutek przeobrażenia komunikacyjnego *An-24WII* w samolot transportowy. *An-26* otrzymał całkowicie przekonstruowany kadłub, przystosowany do przewozu ładunków o dużych wymiarach i masach oraz do desantowania skoczków, zasobników i broni ciężkiej na platformach. Podobnie jak w *An-12*, zastosowano w kabinie ładunkowej transporter podłogowy o nośności 4000 kg oraz suwnicę stropową o udźwigu 1,5 t dla ułatwienia ładowania dużych przedmiotów. Załadunek odbywa się przy tym przez duży otwór w tyle kadłuba, zamykany trójdzielnymi wrotami. W czasie otwierania jedna część opuszcza się na ziemię, tworząc trap, a pozostałe otwierają się na boki i chowają do wnętrza kadłuba. Załadowanie odbywa się po trapie, który stanowi opuszczaną rampę, z możliwością wsunięcia jej pod kadłub, dla umożliwienia wyładunku z samochodu ciężarowego. Na pokład samolotu może natomiast wjechać pojazd wielkości samochodu *Wołga* czy *UAZ-469B*. W przestrzeni ładunkowej dopuszczony jest transport przedmiotów o wysokości 1,5 m i szerokości do 2,1 m.

Kabina załogi i kabina ładunkowa są cienieniowe, wyposażone w układ klimatyzacji, co pozwala przewozić pasażerów na wysokościach

do 6000 m, bez konieczności użycia aparatury tlenowej, *An-26* może być użyty również do przewozu i desantowania skoczków spadochronowych. W tym celu wzdłuż kadłuba z obydwu stron znajdują się odchylane miejsca do siedzenia dla 41 osób. W wersji sanitarnej na pokładzie mieści się 24 chorych na noszach oraz towarzyszący lekarz i osoby personelu pomocniczego.

W prawej gondoli silnikowej znajduje się dodatkowy trzeci silnik turbinowy *RU-19A/300* o ciągu 8,8 kN (900 kG). Spełnia on rolę przyspieszacza startowego, a w niektórych wypadkach również silnika marszowego. Dzięki zastosowaniu dodatkowego silnika *An-26* może być wykorzystany z maksymalnym ciężarem startowym w wysokich temperaturach otoczenia. Rozruch silników jest niezależny od warunków lotniskowych, a start samolotu jest możliwy przy zgaśnięciu dowolnego silnika.

W produkcji samolotów zastosowano najnowsze metody technologii i nowoczesne rozwiązania konstrukcyjne. Poszczególne elementy płat kadłuba, usterzenia i gondol silnikowych są z sobą zgrzewane i klejone. Arkusze blachy i podłognice są wykonane ze stopów lekkich. Przy montażu podłognic z arkuszami elementy te są zgrzewane punktowo bez uprzedniego zakładania kleju. Następnie wzdłuż krawędzi podłognic nakłada się klej, który pod działaniem ciśnienia kapilarnego przenika w szczeliny pomiędzy podłognicami a blachą. Po obróbce cieplnej spoiny klejowej, rentgenowaniu i nałożeniu powłok przeciwkorozyjnych płyty z podłognicami są montowane w całość.

Dla zmniejszenia masy własnej konstrukcji płyty kadłuba i usterzenia są wytrawiane chemicznie. Płatowiec jest wykonany głównie z płyt o dużych wymiarach. W samolocie szeroko wykorzystano materiały niemetalowe: włókno, tworzywo proszkowe, spolarzowane szkło organiczne, tworzywa piankowe, żywice poliamidowe, teflon, poliuretan oraz stopy aluminium i stale o dużej wytrzymałości.

Samolot jest specjalnie przystosowany do desantowania wojska. W kabinie ładunkowej, z lewej i prawej strony, pod ścianami umocowano 41 składowanych siodełek dla skoczków. Ostatnie siodełko z prawej strony przeznaczone jest dla dowódcy desantowania. Jeśli samolot wykorzystany jest w innym wariantcie, siodełka podnosi się, aby nie przeszkadzały przy rozmieszczeniu ładunków. W czasie desantu skoczkowie opuszczają pokład jeden za drugim, jednocześnie w dwóch rzędach, przez otwór ładunkowy w tylnej części kadłuba. Do desantowania spadochronowego służą dwie linki wymuszonego otwierania spadochronów oraz układy chowania zwisających linek wyzwalających balustradę zabezpieczającą.

Dla załadunku i wyładunku pojemników, innych pakunków i ciężkiej broni służą wciągarka elektryczna typu *EPG-250/500T* lub *BŁ-56* o nośności 1,5 t. Wciągarka porusza się po szynie jezdnej, umocowanej pod sufitem kabiny ładunkowej. Urządzenie służy do podnoszenia i opuszczania ładunku oraz do utrzymania go na odpowiedniej wysokości podczas przesuwania wzdłuż kabiny ładunkowej. Wózek wciągarki z ładunkiem przesuwa się ręcznie po rolkach na szynie jezdnej.

W kabinie ładunkowej umocowany jest przenośnik, służący do mechanicznego zrzucania ładunków w opakowaniach na spadochronach, o ogólnej masie do 4550 kg. Ładunki zrzuca się automatycznie za pomocą przyrządu *PGS-24* z zaprogramowanymi wcześniej ilościami grup i serii. Za pomocą przenośnika można również mechanicznie za-

l¹dowaa i roz³adowaa samolot na ziemi. Przenoœnik jest typu ³aœcu-
chowego. Wmontowany w pod³ogê kabiny ³adunkowej, nie wystaje
ponad jej powierzchnię. Napêd stanowi¹ silniki elektryczne, zasilane
z sieci pok³adowej samolotu.

Do dok³adnego zrzutu ³adunków z przenoœnika, z przycelowaniem,
s³u¿y celownik *NKPB-7*, umocowany w kabinie nawigatora — po-
lewej stronie kad³uba, pod pó³kolist¹ kopu³k¹ ze szk³a organicznego.
Obok celownika znajduje siê przycisk zrzucania, uruchamiany przez,
nawigatora.

Sp³aszczony kszta³t tylnej czêci kad³uba jest niekorzystny aero-
dynamicznie i powoduje zwiêkszenie oporu samolotu, wywo³ane pow-
staniem dwóch wirów w miejscu zetkniêcia górnego i dolnego stru-
mienia powietrza za w³azem ³adunkowym. Dla os³abienia intensywno-
œci tego zjawiska umocowano dwie p³etwy pod kad³ubem, w miejscu
powstawania wirów. Pokrycie p³etw wykonane jest z laminatu, wy-
pe³nionego wó³knem szklanym i usztywnione sfa³dowanym tworzywem
piankowym.

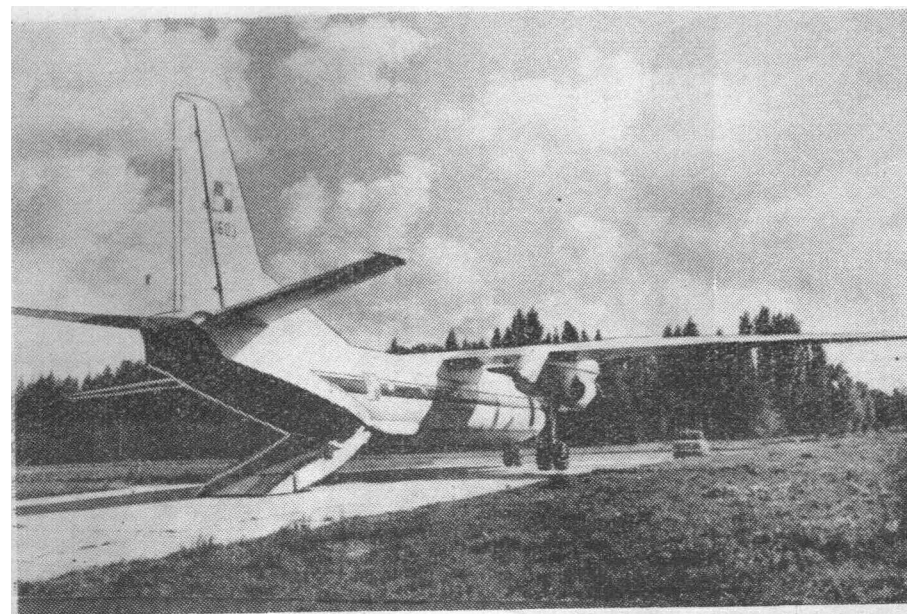
Prototyp *An-26* zosta³ oblatany w 1969 r. Maszynê ze znakamL
SSSR-261 pokazano publicznie po raz pierwszy na Salonie Paryskim.
w tym samym roku. Samolot okreœlono wówczas jako jeden z najcie-
kawszych eksponatów, jakie by³y pokazywane na francuskim lotnisku
Le Bourget. W locie powrotnym do Moskwy maszyna wyl¹dowa³a
na lotnisku Okêcie w Warszawie, i wersja *An-32* z silnikiem o wiek
wojskowego i cywilnego. Oprócz poprzednio wymienionych nowoczes-
nych rozwi¹zañ uwagê zwraca³o wyposa¿enie radionawigacyjne oraz
skuteczna instalacja przeciwo³odzeniowa, umo¿liwiaj¹ca loty w trud-
nych warunkach meteorologicznych zarówno w dzieñ, jak i w nocy,

W 1969 r. samolot wszed³ do produkcji seryjnej, zdobywaj¹c du¿e
uznanie wêród u¿ytkowników. Dalsze rozwiniêcie maszyny stanowi¹:
wersja aerofotogrametryczna *An-30*, któr¹ demonstrowano 8 V 1974 r.,
na lotnisku Okêcie w Warszawie i wersja *An-32* z silnikiem o wiêk-
szej mocy, przeznaczona do eksploatacji w strefie podzwrotnikowej;
i w rejonach wysokogórskich.

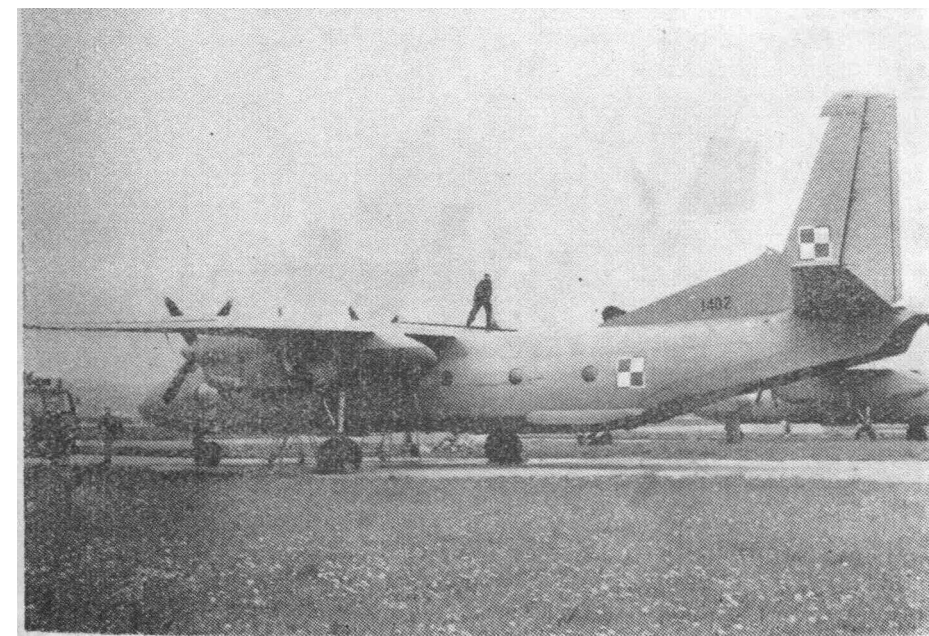
Od 1972 r. wprowadzono samoloty *An-26* do wyposa¿enia jednostek
lotnictwa transportowego WP (rys. 128), gdzie s³u¿¹ m.in. do æwiczeñ
w desantowaniu ¿o³nierzy 6 PDPD (rys. 129—131). Publicznie pokazano
je po raz pierwszy 16 XI 1973 r. podczas odlotu do Kairu ¿o³nierzy jed-
nostki specjalnej, wydzielonej z 6 PDPD. Lotnictwo transportowe,
œwiadcz¹ce liczne us³ugi na rzecz wojsk operacyjnych i gospodarki
narodowej, wykorzystuje do tych celów równie¿ samoloty *An-26*
(rys. 132). Od jesieni 1974 r. zaangażowano *An-26* do transportu w
przyspieszonym obiegu poczty systemem Post-LOT, który polega na
przerzucaniu poczty z odleg³ych województw do Warszawy i odwrot-
nie, dokonywanym w porze nocnej. Nocne loty *An-26* znacznie przy-
spiesz³y transport przesy³ek na obszarze ca³ego kraju (rys. 133—135)..

Przeznaczenie, konstrukcja i wyposa¿enie jednego zasiêgu, s³u¿¹cy rów-

nie¿ do desantowania wojska, przewozu chorych i rannych. Za³oga
sk³ada siê z 3 do 5 osób. Na pok³ad mo¿na zabraæ 41 skoczków, 40
pasa¿erów lub 24 rannych na noszach.



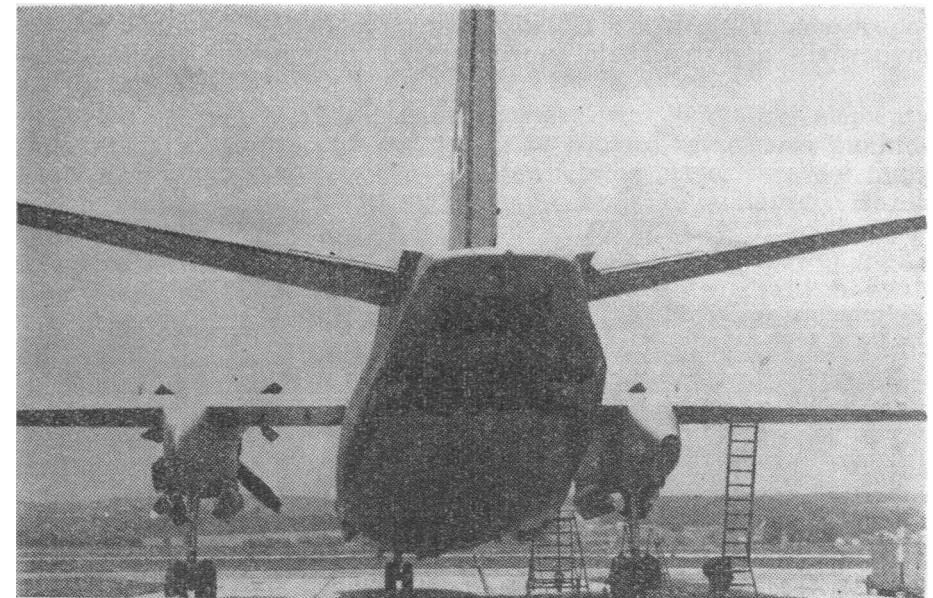
•Rys. 128. Samolot *An-26* w jednostce lotnictwa transportowego (fot. Mieczys³aw Œoza)



Rys. 129. Samolot transportowo-desantowy *An-26* (fot. Bogdan Bartnikowski)



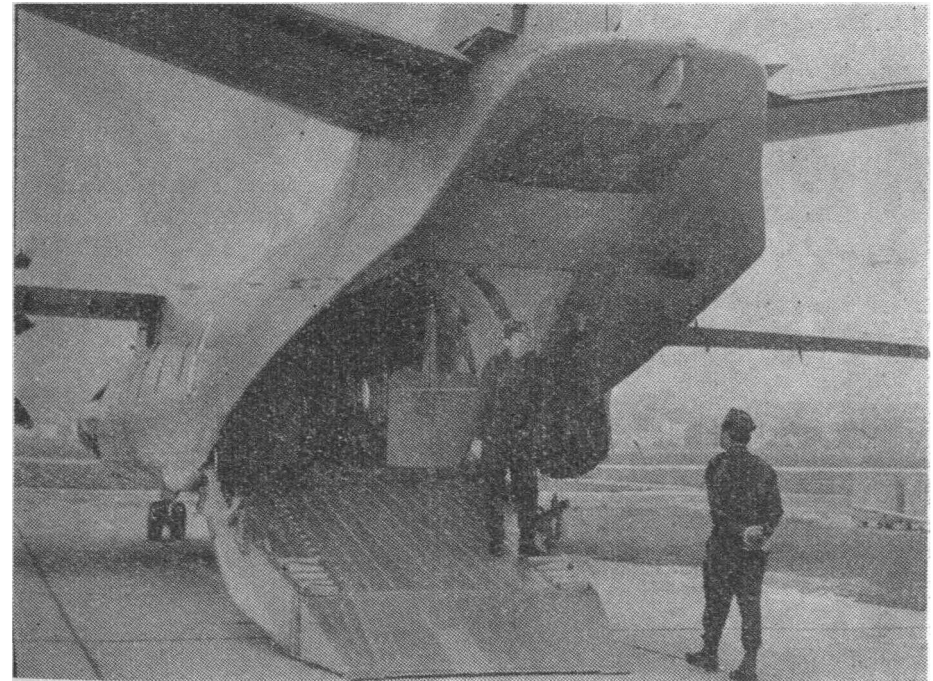
Rys. 130. Opuszczony trop i kabina ładunkowa samolotu An-26 (fot. Bogdan Bartni



Rys. 132. Tyś samolotu An-26 z zamkniętą kabiną ładunkową (fot. Bogdan Bartnikowski)



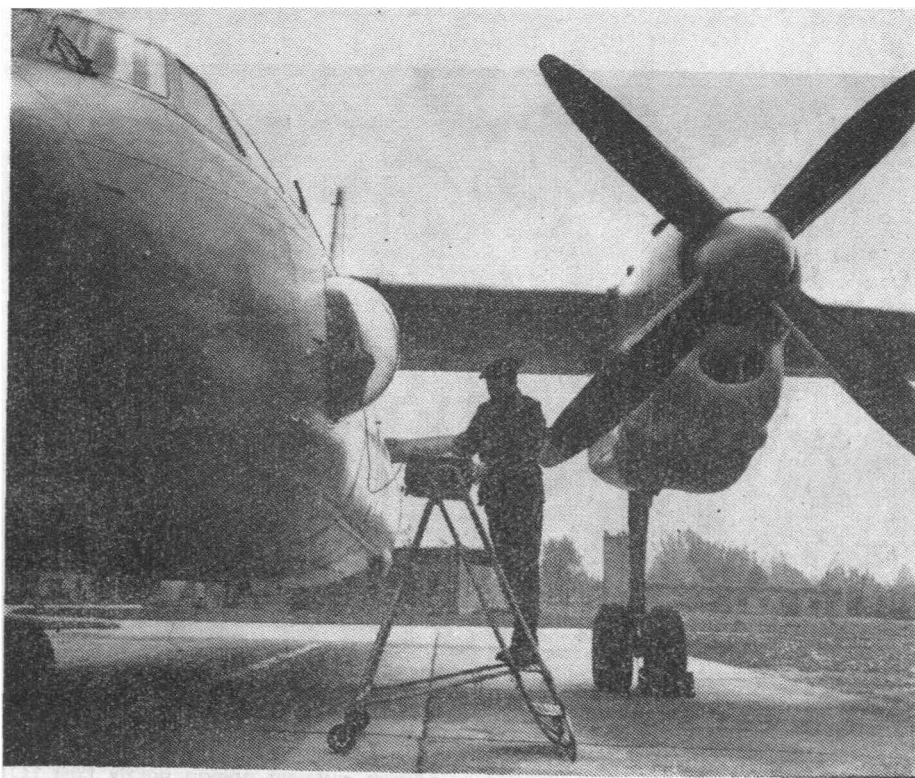
Rys. 131. Przód samolotu An-26 (fot. Bogdan Bartnikowski)



Rys. 133. Samoloty An-26 wykorzystywane w nocnym systemie obiegu poczty Post LOT (fot. Bogdan Bartnikowski)



Rys. 134. An-26 na starcie (fot. Mieczysław Łoza)



Rys. 135. Okresowe czynności przy samolocie An-26 (fot. Bogdan Bartnikowski)

Trzysilnikowy wolnonośny górnopłat, o konstrukcji półskorupowej, całkowicie metalowej, z podwoziem trójpodporowym, chowanym w locie (rys. 136).

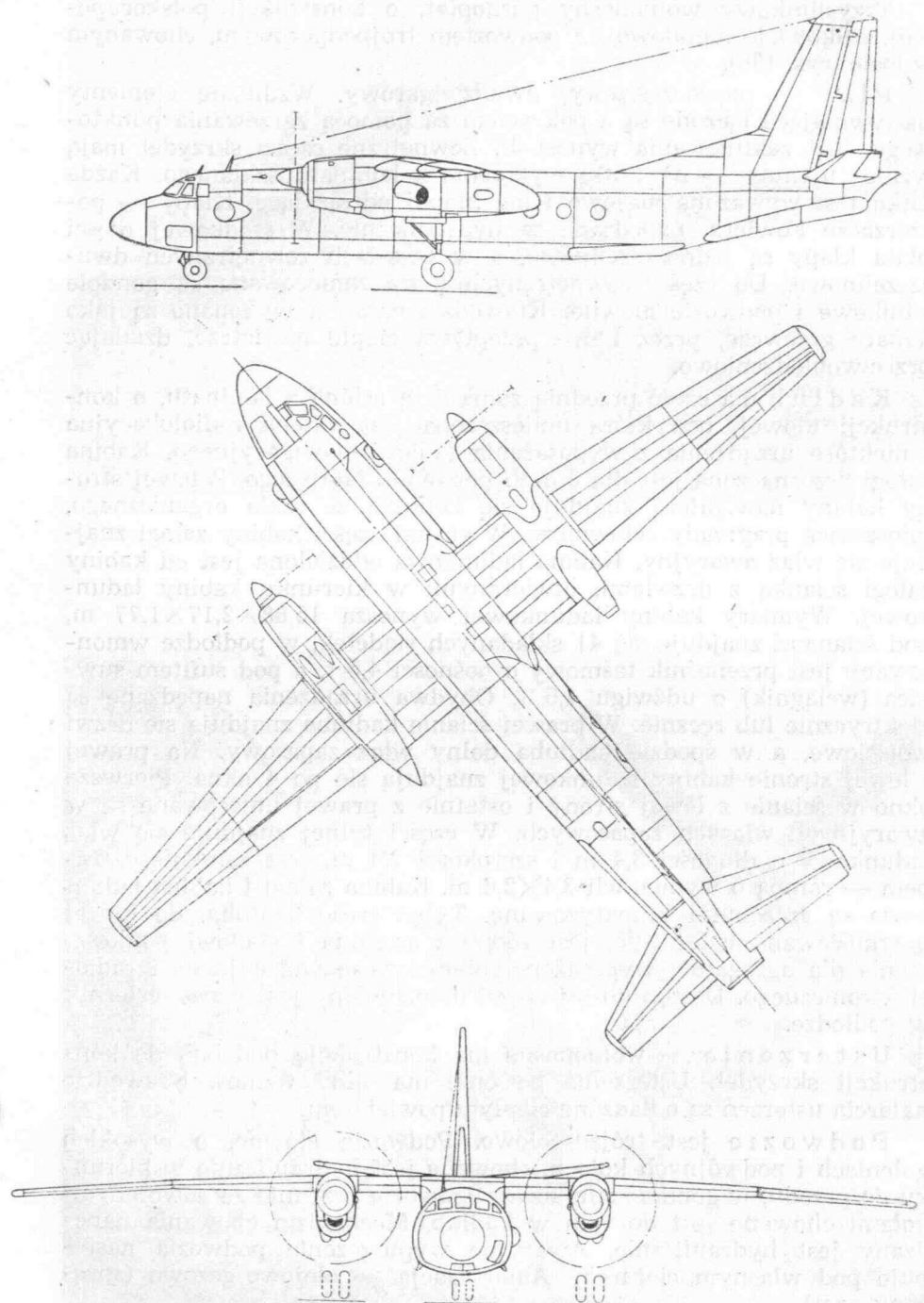
Płat — pięcioczęciowy, dwudźwigarowy. Wzdłużne elementy usztywniające szkieletowe są z pokryciem za pomocą zgrzewania punktowego. Kąt zaklinowania wynosi 3° . Zewnętrzne części skrzydeł mają wznios ujemny — 2° . Lotki wykonano z laminatu szklanego. Każda lotka jest wyważona masowo i ma klapki odciążające. Kłapy — poszerzacze Fowlera, napędzane są hydraulicznie. W przedniej części płatka kłapy są jednoszczelinowe, a w częściach zewnętrznych dwuszczelinowe. Do części zewnętrznych płata zamocowane są gondole silnikowe i podwozie główne. Krawędzie natarcia wykonane są jako kanały grzewcze, przez które przepływa ciepłe powietrze, działając przeciwbłędzeniowo.

Kadłub ma część przednią zamkniętą osłoną z laminatu, o konstrukcji ulowej, pod którą umieszczona jest antena radiolokacyjna i niektóre urządzenia z wyposażenia radiowo-nawigacyjnego. Kabina załogi przeznaczona jest dla 5 osób personelu latającego. Z lewej strony kabiny nawigatora znajduje się kopułka ze szkła organicznego, mieszcząca przyrządy celownicze. W górnej części kabiny załogi znajduje się wąż awaryjny. Kabina ładunkowa oddzielona jest od kabiny załogi ścianką z drzwiami, otwieranymi w kierunku kabiny ładunkowej. Wymiary kabiny ładunkowej wynoszą 15,68 X 2,17 X 1,77 m, pod ścianami znajduje się 41 składowych siodełek, w podłodze wmontowany jest przenośnik taśmowy o nośności 4,5 t, a pod sufitem suwnica (wciągnik) o udźwigu 1,5 t. Obydwa urządzenia napędzane są elektrycznie lub ręcznie. W prawej ścianie kadłuba znajdują się drzwi wejściowe, a w spodzie kadłuba dolny wąż zapasowy. Na prawej i lewej stronie kabiny ładunkowej znajdują się po 4 okna. Pierwsze okno w ścianie z lewej strony i ostatnie z prawej umocowane są w awaryjnych wężach zapasowych. W części tylnej znajduje się wąż ładunkowy o długości 3,4 m i szerokości 2,4 m, jest zamknięty trampem — rampą o wymiarach 3,4 X 2,6 m. Kabina załogi i kabina ładunkowa są szczelne i klimatyzowane. Tylna część kadłuba, do której przymocowano usterzenie, jest również szczelna i stanowi pomieszczenie dla agregatów wyposażenia pilotażowo-nawigacyjnego i radioelektronicznego. Dostęp do tej części umożliwiony jest przez wziernik w podłodze.

Usterzenie — wolnonośne ma konstrukcję podobną do konstrukcji skrzydeł. Usterzenie poziome ma silny wznios. Krawędzie natarcia usterzeń są odladzane ciepłym powietrzem.

Podwozie jest trójzespołowe. Podwozie główne, o wysokich goleniach i podwójnych kołach, chowane jest hydraulicznie w kierunku do przodu, w gondole silnikowej. Podwozie przednie ze zdwojonymi kołami chowane jest do tyłu w kadłub. Mechanizm chowania napędzany jest hydraulicznie. Awaryjne wypuszczenie podwozia następuje pod własnym ciężarem. Amortyzacja — olejowo-gazowa (sprężony azot).

Zespół napędowy składa się z dwóch silników turbołopatowych AI-24WT o mocy startowej 2076 kW (2820 KM) ze śmigłami AW-72T oraz z silnika turbodrzutowego RU-19A-300 o cięgu 8,8 kN (900 kG).



Rys. 136. Sylwetka samolotu An-26

Silnik *RU-19A-300*, zamocowany w tylnej części prawej gondoli, jest stosowany okresowo. Jego praca zapewnia:

- dodatkowy ciąg podczas startu i wznoszenia,
- ciąg niezbędny w przypadku uszkodzenia jednego z silników turbopropowych,
- uruchomienie silników *AI-23WT* z pokładowych źródeł zasilania,
- zasilanie energii elektrycznej instalacji samolotu podczas postoju, gdy nie pracują głównie silniki napędowe *AI-24WT*,
- zasilanie energii elektrycznej instalacji samolotu podczas lotu w przypadku uszkodzenia głównych prądnic.

Instalacja paliwowa przystosowana jest do zasilania każdego silnika osobno oraz do zasilania wspólnego. Samolot wyposażony jest w instalację gazu obojętnego. Podczas opróżniania zbiorników z paliwa wolne przestrzenie w zbiornikach nad paliwem wypełniane są dwutlenkiem węgla, który zapobiega wybuchowi. Stała instalacja przeciwpożarowa zapewnia samoczynne wykrywanie pożaru i automatyczne ugaszenie freonem w komorach skrzydła, gondolach silników *AI-24WT*, we wnętrzu silnika *RU-19A-300* i wewnątrz silników *AI-24WT*. W warunkach powstawania oblodzenia działa instalacja przeciwołodziowa silników, urządzeń wlotowych i opatrzemigie.

Wyposażenie radiowo-nawigacyjne — jak w samolotach *An-24WII*. Samolot ma również wyposażenie specjalne do desantowania skoczków i zasobników, opisane w poprzednich partiach rozdziału.

Dane techniczne

Wymiary: rozpiętość 29,20 m, długość 23,80 m, wysokość 8,58 m, powierzchnia nośna 74,98 m².

Masy: własna 16914 kg, użyteczna ok. 7000 kg, całkowita 24000 kg.

Osłgi: prędkość maksymalna 540 km/h, przelotowa 420—450 km/h, prędkość startowa 175 km/h, prędkość wznoszenia 3,3 m/s, pułap 7600—8000 m, zasięg maksymalny 2400 km, zasięg z maksymalnym ładunkiem użytecznym 1300—1400 km, rozbieg 870 m, dobieg 650 m.

W szynnym biurze konstrukcyjnym A. S. Jakowlewa opracowano pod koniec 1965 r. projekt nowego samolotu pasażerskiego. Założenia określały maszynę jako potencjalnego następcę komunikacyjnych samolotów taborowych, przeznaczonych na trasy krótkie i średnie, przystosowanego do eksploatacji na lotniskach klasy 5 o nawierzchni nieutwardzonej, bez rozwiniętego zaplecza i nie wymagającego specjalnego osprzętu lotniskowego. Przewidywano także wyposażenie pilotażowo-nawigacyjne odpowiadające II kategorii ICAO, pozwalające na loty w dzień i w nocy oraz w trudnych warunkach atmosferycznych.

JAK-

Prototyp wykona³ pierwszy lot 21 X 1966 r., a wkrótce po nim oblatano następne cztery maszyny, poddane intensywnym próbom w locie i na ziemi. Produkcję seryjną rozpoczęto w Saratowie w 1967 r., w tym samym roku egzemplarz ekspozycyjny maszyny zaprezentowano na Salonie Paryskim. Od 30 IX 1968 r. *Jaki-40* rozpoczęły loty rejsowe w barwach Aerofłotu, zastępując na średnich liniach krajowych inne maszyny starszych typów.

Wygodnie urządzona kabina obliczona jest na 24 pasażerów w fotelach umieszczonych w 4 rzędach. Na życzenie zamawiającego liczba miejsc może być zwiększona do 33. Zespół napędowy tworzą trzy dwuprzepływowe silniki. Układ taki stosowano poprzednio w samolotach znacznie większych. W przypadku *Jaka-40* zespół zapewnia wysokie bezpieczeństwo, komfort i ekonomię lotu. Start może się odbywać nawet przy jednym wyznaczonym silniku, a lot poziomy można kontynuować tylko na jednym pracującym silniku. Proste skrzydła o małym obciążeniu jednostkowym powierzchni nośnej, grubym profilu i skutecznych urządzeniach supersonicznych oraz mocne podwozie z kołami o dużej średnicy i balonowym ogumieniem umożliwiają start i lądowanie samolotu na niewielkich lądowiskach o nawierzchni trawiastej. Dzięki pokładowym urządzeniom rozruchu silników i ważnym schodom na opuszczanym trapie (jak w Caravelle) samolot stał się niezależny od urządzeń lotniskowych. *Jak-40* jest mało wrażliwy na wibracje i przeciążenia, która jest dopuszczalna w zakresie 14 do 31% średniej przeciętnej aerodynamicznej. Korzystnie rozwiązano również problem obsługi naziemnej. Dzięki przejrzystemu rozmieszczeniu wyposażenia i wygodnym dostępom obsługa samolotu jest łatwa i nieprzeciętna. Maszyna ma niezwykle długą żywotność — jej całkowity czas użytkowania wynosi 30000 godzin lotu.

Wytwórnia produkuje oprócz standardowej wersji pasażerskiej również odmianę turystyczną na 33—34 miejsca. Od 1969 r. wypuszczany jest nowy wariant *Jak-40M* o przedłużonym kadłubie z 34—40 miejscami, napędzany silnikami *AI-25T* o cięgu statycznym 17,3 kN (1750 kG). Oferowana jest również wersja dyspozycyjna w dwóch odmianach: 1) dla 8—10 osób, rozłokowanych w dwóch przedziałach, z których każdy ma toaletę i garderobę; 2) dla 12 osób, w której z przodu kadłuba znajduje się salon z kanapą, 2 obrotowe rozkładane fotele, duży stół i barek, z tyłu kadłuba jest przedział dla 17 osób.

Opracowano również wersję transportową, którą można także uzyskać z wersji pasażerskiej przez usunięcie foteli z kabiny. W nowych wersjach, począwszy od *Jaka-40M*, powiększono pojemność zbiorników paliwa, a ponadto zmieniono wyposażenie radiowo-nawigacyjne, zastępując m.in. automatyczny radiokompas *ARK-10* nowocześniejszym *ARK-15*.

Dotychczas wytwórnię w Saratowie opuściło ponad 500 maszyn tego typu. Dzięki swoim walorom *Jak-40* spotkał się z wielkim zainteresowaniem ze strony fachowców lotniczych w wielu krajach świata. Egzemplarze przeznaczone na eksport do krajów zachodnich wyposażone są w sprzęt radionawigacyjny i elektroniczny firmy Collins, typowy dla maszyn używanych w tej strefie. Po uzyskaniu międzynarodowego świadectwa typu (na podstawie badań w locie, wykonanych przez Instytut Lotnictwa w Warszawie) *Jak-40* pojawił się na zachodnich rynkach lotniczych. Odbiorcom oferowane są dwie wersje: standardowa *Jak-40E*, z wyposażeniem radzieckim, i *Jak-40EC*,

z poprzednio wspomnianym wyposażeniem Collinsa. W celu zdobycia dla samolotu rynków zachodnich Aviaeksport rozwinął szeroko zakrojony akcję reklamową. Maszyna odbyła kilka rajdów zagranicznych, m.in. Moskwa — Kabul — Teheran — Bagdad — Moskwa, poza tym była wielokrotnie ekspozycyjna na salonach, targach i wystawach lotniczych. W dniu 22 VIII 1968 r. podpisano pierwszy kontrakt na dostawę do Kolumbii 4 maszyn w wersji *EC* dla towarzystwa lotniczego Lineas Aereas La Urraca. Następne maszyny sprzedano dla włoskich linii lokalnych Aerfirrena, zachodniemieckich General Air Nord, somalijskich Somali Airlines, czechosłowackich Slovair, greckich Olimpie Airways. Dostarczono je także do Jugosławii, Francji, Afganistanu i Wenezueli. Szwedzkie linie lokalne interesują się również tym samolotem ze względu na posiadanie dużej ilości lotnisk o nawierzchni gruntowej. Podobnie w krajach Ameryki Łacińskiej i w Stanach Zjednoczonych maszyna wzbudziła wielkie zainteresowanie, a firma North American Rockwell podjęła się przedstawicielstwa na obszarze USA i Kanady. Ponadto wytwórnia ICX Aviation w Youngstown (Ohio) zamierza produkować na licencji samoloty *Jak-40*, napędzane amerykańskimi silnikami *Garret TFE-731-3* i wyposażone w stosowany na Zachodzie zestaw przyrządów radionawigacyjnych i awionicznych.

Wersja rozwojowa jest *Jak-42*, przystosowany do przewozu 120 pasażerów i towarów na liniach bliskiego i średniego zasięgu. Samolot został zaprojektowany zgodnie z normami ZSRR, z uwzględnieniem wymogów norm amerykańskich FAR. Poza produkcją seryjną w Związku Radzieckim spodziewane jest również podjęcie produkcji tych maszyn przez amerykański przemysł lotniczy.

W eksportowych sukcesach *Jaka-40* ma również pewien udział Polska. Na zaproszenie władz przemysłu lotniczego ZSRR zespół polskich specjalistów z IKCSP i IL przeprowadził w 1969 r. wielostronne próby i badania cech samolotu, w celu porównania z międzynarodowymi przepisami. W efekcie *Jak-40* otrzymał międzynarodowe świadectwo typu (Type Certificate), które ułatwia homologację w krajach zachodnich.

Do Polski sprowadzono pierwsze samoloty *Jak-40* w 1973 r. Jedną maszynę z numerem fabrycznym 9230224 zakupiło dla celów służbowych Zjednoczenie Przemysłu Lotniczego i Silnikowego. Inne egzemplarze wprowadzono do wyposażenia wojskowego lotnictwa transportowego (rys. 137 i 138). Jest to wersja dyspozycyjna, zapewniająca warunki pracy na pokładzie maszyny z możliwością przekształcenia samolotu w wariant transportowy. *Jaki-40* zakupione dla Polski stanowiły późniejszą odmianę rozwojową mającą m.in. urządzenia do odwracania cięgu oraz przekonstruowane usterzenie ogonowe pozbawione charakterystycznego dziobu na styku krawędzi natarcia statecznika poziomego i pionowego. Kabina pasażerska podzielona jest na dwa przedziały. Pierwszy ma kanapę złożoną z czterech zestawionych foteli, stół i dwa fotele. W drugiej kabinie jest 12 foteli w 3 rzędach. Każdy przedział ma własną garderobę. Ponadto pasażerowie mają do dyspozycji duży bagażnik, bufet i toaletę (rys. 139 i 140).

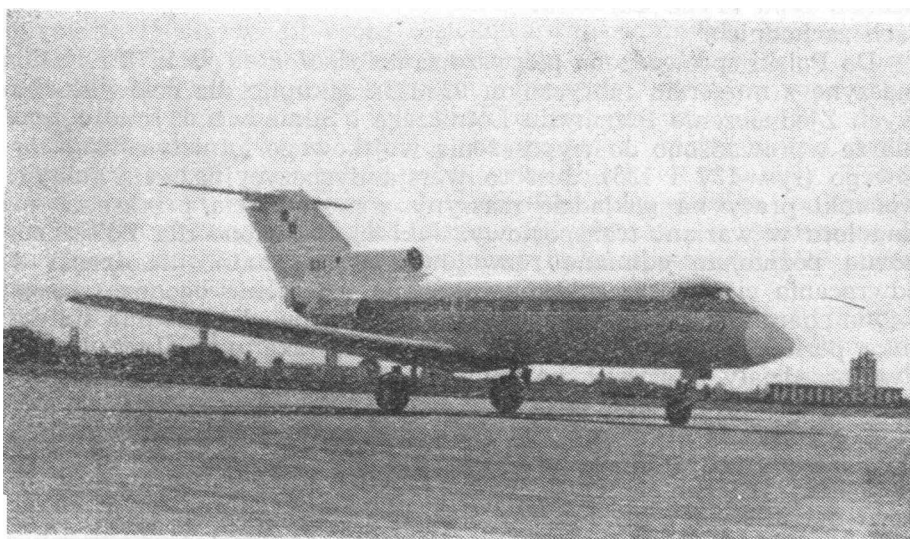
Pierwszym pilotem wojskowym przeszkolonym na tym typie maszyn był mjr pil. I kl. Tadeusz Staroń, który następnie zorganizował w jednostce macierzystej szkolenie pilotów i nawigatorów przyszłych załóg. *Jak-40* mały, szybki, o doskonałej stateczności i dobrej sterowno-



Rys. 137. *Jak-40* w warunkach eksploatacji zimowej, (fot. Mieczysław Łoza)



Rys. 139. Przód samolotu *Jak-40* (fot. Bogdan Bartnikowski)

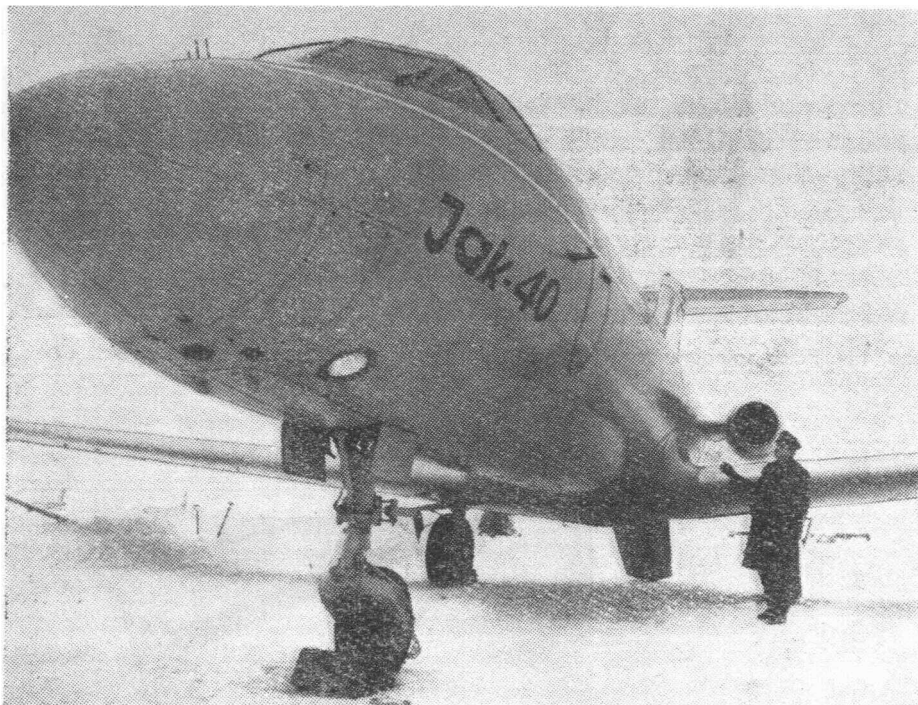


Rys. 138. Samolot *Jak-40* w polskim lotnictwie transportowym (fot. Mieczysław Łoza)



Rys. 140. Tył samolotu *Jak-40* (fot. Bogdan Bartnikowski)

eci, mający pomysłyowe rozwiązania konstrukcyjne, z miejsca zdobył uznanie zarówno wśród personelu latającego, jak i u obsługi naziemnej. Loty na nich wykonywane są nie tylko na obszarze kraju, ale i za granicą. *Jaki-40* z szachownicami można spotkać na lotniskach Budapesztu, Bukaresztu, Sofii, Pragi, Berlina. Dokonuje się na nich przewozu osób, transportuje cenne przesyłki i ładunki. Jednostka lotnictwa transportowego wyposażona w *Jaki-40* wykonuje na nich również dużo lotów dla potrzeb pozawojskowych — na rzecz innych gałęzi gospodarki narodowej (rys. 141).



Rys. 141. Samoloty *Jak-40* świadczą również usługi transportowe na rzecz innych gałęzi gospodarki narodowej, (fot. Bogdan Bartnikowski)

Przeznaczenie, konstrukcja i wyposażenie

Samolot pasażerski, dyspozycyjny lub transportowy, średniego i bliskiego zasięgu. Trzysilnikowy, wolnonośny dolnopłat, o konstrukcji całkowicie metalowej.

Płat — trzydźwigarowy, z żebrami i pokryciem gładkim, usztywnionym podłużnicami. Płyty pokrycia trawione są chemicznie, dzięki czemu ich grubość maleje wzdłuż rozpiętości. Pokrycie mocowane jest do żeber i podłużnic za pomocą nitów o śbach wpuszczanych i zgrzewania punktowego. Noszek płata jest odladzany przez przepływ gorącego powietrza. Płat wyposażony jest w dwuszczelinowe klapy Fowlera (poszerzacze), wychylane 20° przy starcie i 35° przy lądowaniu. Napęd klap — mechanizmem hydraulicznym. Każda lotka składa się z dwóch segmentów. Na prawej wewnętrznej lotce znajduje się

trymer (klapka wyważająca). Przestrzeń pomiędzy przednim a głównym dźwigarem oraz częściowo pomiędzy głównym a tylnym dźwigarem jest uszczelniona i stanowi integralny zbiornik paliwa.

Kadłub ma kształt cylindryczny i przekrój kołowy o średnicy zewnętrznej 2,4 m. Konstrukcja półskorupowa. Pokrycie połączzone jest z podłużniczkami za pomocą zgrzewania punktowego, a z żebrami za pomocą klejenia i nitowania. W części dziobowej kadłuba znajduje się kopulasta osłona z laminatu, mieszcząca radar meteorologiczny oraz anteny ILS (Instruments Landing System) i część wyposażenia elektrycznego. Kabina załogi przeznaczona jest dla trzech osób. W dachu umieszczone jest awaryjne wyjście dla załogi, która oprócz tego dysponuje dodatkowym wyjściem zapasowym, znajdującym się z lewej strony kabiny. Przedział pasażerski ma 7,07 m długości, a po każdej stronie znajduje się po 8 okien. Kabiny załogi i pasażerów są cienieniowe i klimatyzowane. Wejście główne, zamknięte drzwiami o wymiarach 1,74 X 0,94 m, znajduje się pod spodem tylnej części kadłuba. Do drzwi są przymocowane schody, a całość jest opuszczana mechanizmem hydraulicznym na ziemię, niezależnie od potrzeby użycia schodów lotniskowych. Wyjścia awaryjne znajdują się przy oknach: 8 z prawej i 7 z lewej strony kadłuba. Wyjścia utworzone są przez wykroj wykonany w konstrukcji, zabezpieczony specjalnymi ramami wzmacniającymi.

Usterzenie ma kształt litery T. Statecznik poziomy przestawiany jest od -6° do $+3^\circ$. Ster wysokości wyposażony jest w klapkę wyważającą (trymer), napędzany elektrycznie.

Podwozie — trójpodporowe. Koła główne zawieszone są na wahaczach wleczonych, zamocowanych do wolnonośnych goleni z wbudowanymi amortyzatorami olejowo-powietrznymi. Koła w położeniu schowanym wystają nieco z dolnej powierzchni płata i nie są zakryte. Ogumienie dużych rozmiarów przystosowane jest do powierzchni trawiastych i piaszczystych. Hamulce — tarczowe. Koło przednie — sterowane, ułatwia manewrowanie samolotem. Hydrauliczne urządzenie sterujące przedniego koła spełnia również rolę tłumika drgań typu shimmy.

Zespół napędowy składa się z trzech silników odrzutowych dwuprzepływowych AI-25 każdy o cięgu przy starcie 14,7 kN (1500 kG) i cięgu nominalnym 10,98 kN (1120 kG). Dwa silniki są zabudowane na wysięgnikach, po bokach tylnej części kadłuba. Trzeci zostaje umieszczony w tyle kadłuba, a zasilanie w powietrze następuje przez kanał z chwytem, umieszczonym nad kadłubem. Przy wylocie spalin z silnika środkowego znajduje się urządzenie dla odwracania cięgu w postaci dwóch wychyłanych segmentów, stosownie do hamowania i skrócenia dobiegu maszyny. Rozruch silników odbywa się za pomocą sprężonego powietrza dostarczanego przez pomocniczy silnik turbinowy AI-9, zabudowany nad kadłubem w owiewce chwytu powietrza do silnika środkowego. Integralne zbiorniki paliwa o łącznej pojemności 4000 dm³ mieszczą się w skrzydłach. Każdy silnik ma indywidualną instalację olejową. Olej chłodzony jest w wymiennikach ciepła przez paliwo przepływające do silnika.

Wyposażenie radiowo-nawigacyjne składa się z: radiostacji KF, radiostacji UKF, dwóch automatycznych radiokompasów *ARK-10* lub *ARK-15*. Ponadto do wyposażenia należy system radionawigacyjny Kurs *MP-2*, radiowysokościomierz, radar meteoro-

logiczny, urządzenie odzewowe *SOM-64* oraz pokładowy system kierowania *BSU-40*, w skład którego wchodzi: system kierowania *Prwod ANE-1*, pilot automatyczny *AP-40*, przelicznik danych nawigacyjnych *WN-40* i system kierowania lotem *IMK-1G*.

Dane techniczne rozpiętość 25,00 m, długość 20,36 m, wysokość 6,50 m,

powierzchnia nośna 70,0 m².

Masy: własna 9060 kg, użyteczna 5640 kg, całkowita 14700 kg.

Osłogi: prędkość maksymalna na wysokości 0 m 600 km/h
prędkość maksymalna na wysokości 6000 m 550 km/h, prędkość prze-
lotowa na wysokości 6000 m 420 km/h, prędkość lądowania 160 km/h
prędkość wznoszenia 9,1 m/s, pułap praktyczny 12000 m, zasięg 600—
—1000 km, zasięg maksymalny 1350 km, rozbieg 600 m, dobieg 500 m.

Rozdział 3

SMIGÓWCE

W 1947 r. powołano w Związku Radzieckim — nową specjalistyczną placówkę śmigłowcową. Doświadczalne Biuro Projektowe, którego kierownikiem został dr inż. Michaił Leontiewicz Mil. W tym samym czasie przystąpiono do prac nad pierwszą konstrukcją — wielozadaniowym, jednowirnikowym śmigłowcem *GM-1*. Budowę pierwszego prototypu zakończono we wrześniu 1948 r. Razem wykonano pięć doświadczalnych egzemplarzy *GM-1*, które poddano intensywnym próbom fabrycznym. Na pierwszym egzemplarzu przeprowadzono główne części badań i prób w locie. Podczas prób uległy zniszczeniu dwa prototypy. Na jednym z nich zginął doświadczony oblatywacz wiropłatów M.K. Bajkałow. Następne egzemplarze przeszły badania według skróconego programu, pilotowane przez słynnego oblatywacza Marka F. Gałaję i Wsiewołodę Winnickiego — późniejszego instruktora pierwszych polskich pilotów śmigłowcowych.

Po zakończeniu prób fabrycznych śmigłowiec przekazano do prób państwowych, które rozpoczęto 10 X 1949 r. w Naukowo-Badawczym Instytucie Wojskowych Sił Powietrznych. W 1950 r. maszyna została oddana do produkcji seryjnej pod oznaczeniem *Mi-1*. Jednocześnie z fabrycznymi i państwowymi próbami w locie jeden z egzemplarzy *GM-1* przechodził próby resursowe. Okres międzynaprawczy dla pierwszych serii wynosił 150—200 godzin lotu, co czyniło koszt eksploatacji śmigłowca niepomiarowo wyższym w stosunku do samolotów. Jednak dzięki wytrwałej i uporczywej pracy kolektywu, kierowanego przez dr. Mila, uzyskano podwojenie resursu do 300 h w 1952 r., a następnie do 500—600 h w 1958—59 r.

Począwszy od pierwszych egzemplarzy seryjnych zaczęto w szerokim zakresie realizować program modernizacji konstrukcji. Na przykład doświadczalne egzemplarze *GM-1* miały oddzielne sterowanie ogólnym skokiem wirnika i przepustnicą gazu, co dodatkowo absorbowało pilota. W maszynach seryjnych połączono obydwa systemy w jedną dźwignię skok-moc. To nowatorskie wówczas rozwiązanie stosuje się obecnie we wszystkich śmigłowcach świata. Na seryjnych *Mi-1* wprowadzono również stateczniki poziome o powierzchni 0,32 m² na końcu belki ogonowej. Kąt zaklinowania statecznika może być zmieniony w locie, przy czym napęd zmiany kąta jest sprzężony

z dŹwigni¹ skok-moc. DuŹe znaczenie miaŹy prace prowadzone w zakresie Źopat wirnika. W prototypach *GM-1* i serii informacyjnej zastosowano Źopaty majŹce konstrukcjê powstaŹi pod wpŹywem doŹwiadczeŹ uzyskanych na wiatrakowcach, budowanych od szeregu lat w ZwiŹzku Radzieckim. Nowe Źopaty zastosowane na *Mi-1* byŹy rŹwnieŹ stopniowo modernizowane: dŹwigar skŹadajŹcy siê z trzech rur, poŹlczonych za pomocŹ nitowania, zastŹpiono jednolitym dŹwigarem, wykonanym z rury stoŹkowej, walcowanej na zimno, o zmiennym przekroju i zmiennej gruboŹci œcianek, Źopaty wyposaŹono w instalacjê przeciwbodzeniowŹ i klapki odciŹajŹce, wzmocniono miejsca mocowania Źeber, zastosowano konstrukcjê caŹkowicie metalowŹ itd. Wprowadzono do produkcji nowe wersje œmigŹowca oznaczone jako *Mi-1A* i *Mi-1M*. KadŹub zostaŹ zmieniony, kabinê przeprojektowano, zmieniono rŹwnieŹ oszklenie kabiny, a czêœœ przedniŹ kadŹuba bardziej zaokrŹglo. Zastosowano rŹwnieŹ bardziej skutecznŹ izolacjê dŹwiêkochŹonnŹ, ponadto zmniejszono haŹas od zespoŹu napêdowego. Antenê linkowŹ poprowadzono nad belkŹ ogonowŹ oraz wprowadzono szereg innych zmian konstrukcyjnych. Ponadto w 1958 r. wypuszczono wersjê *Mi-1G*, wyposaŹonŹ w pŹywaki i przeznaczonŹ do wspŹpracy z flotŹ wielorybniczŹ. Na œmigŹowcach *Mi-1* ustanowiono wiele rekordŹw miêdzynarodowych, z tego m.in. prêdkoœœ 210 km/h na trasie 100 km i odlegŹoœœ 1528 km na trasie zamkniêtej.

œmigŹowce *Mi-1* byŹy produkowane rŹwnieŹ w Polsce na prawach, licencyjnych. W 1954 r. zostaŹa podjêta decyzja o nowym profilu produkcyjnym WSK Œwidnik, który dotychczas prowadziŹ dziaŹalnoœœ kooperacyjnŹ dla WSK Mielec. ByŹa to nowa, niedawno uruchomiona wytwŹrnia wykonujŹca elementy i podzespoŹy o prostej postaci finalnej. Przygotowania do produkcji œmigŹowca byŹy niezwykle Źmudne i pracochŹonne, poniewaŹ jest on produktem bardzo skomplikowanym. Wielkie iloœci dokumentacji wymagaŹy przetŹumaczenia i przyswojenia nowej techniki. Prowadzono szkolenie zaŹogi, uczŹc siê przy tym nowej technologii produkcji. Od podstaw zorganizowano kilka nowych wydziaŹŹw, m.in. montaŹ Źopat wirnika noœnego, obrŹbki Źopat œmigŹa ogonowego, wydziaŹ kontroli technicznej z defektoskopijŹ i aparaturŹ rentgenowskŹ itd. DuŹa pomoc okazaŹa tutaj grupa doradcŹw technicznych ze ZwiŹzku Radzieckiego. WspŹpracowano rŹwnieŹ œciœle z gŹŹwnym konstruktorem dr. inŹ. M.L. Milem. NiezaleŹnie od tej pomocy otrzymano ze ZwiŹzku Radzieckiego obok dokumentacji konstrukcyjnej rŹwnieŹ dokumentacjê technologicznŹ oraz wszelkiego rodzaju urzŹdzenia i obrabiarki specjalistyczne, niezbêdne do uruchomienia produkcji precyzyjnego i skomplikowanego sprzêtu, jakim sŹ œmigŹowce.

W wyniku wspŹlnie prowadzonych prac pierwsze œmigŹowce *Mi-1* zostaŹy wykonane w maju 1956 r. — byŹy to maszyny dostarczone w czêœciach, zmontowane i oblatane w Œwidniku przez radzieckiego pilota doœwiadczalnego W. W. Winnickiego. Na poczŹtku maja 1956 r. wystawiono na Miêdzynarodowych Targach Lipskich jeden fpierwszych œmigŹowcŹw, wykonany caŹkowicie w kraju. W lipcu 1956 r. zostali wyszkoleni przez radzieckich instruktorŹw WsiewoŹda W. Winnickiego i Wiktora Obuszko pierwsi polscy piloci œmigŹowcowi: kpt. pil. Janusz Ochalik, ppor. pil. Tadeusz Papajski, mgr Ryszard KosioŹ. StanisŹaw Gajewski i mgr inŹ. Ryszardi Witkowski.

Pierwszy œmigŹowiec zmontowany w Œwidniku z czêœci radzieckich



>Rys. 142. Pierwsze œmigŹowce SM-1 w lotnictwie polskim (fot. IŒ)

zostaŹ oblatany w poŹowie 1956 r. przez kpt. Ochalik, pŹŹniejszego instruktora i pilota doœwiadczalnego WSK Œwidnik. CzworŹka pierwszych polskich pilotŹw œmigŹowcowych zademonstrowaŹa publicznie 4 œmigŹowce w locie podczas pokazŹw lotniczych na Okêciu w dniu 26 VIII 1956 r. (rys. 142). Piloci ci wraz z polskim personelem technicznym wyszkolili caŹi generacjê specjalistŹw, prezentujŹc teŹ produkowany sprzêt zarówno w kraju, jak i za granicŹ.

Pierwsza wersja produkcyjna *Mi-1T* otrzymaŹa w WSK Œwidnik oznaczenie *SM-1/300*. Litera *SM* byŹy skrótem od sŹowa œmigŹowiec, a 300 oznaczaŹo liczbê godzin okresu miêdzyremontowego Źopat wirnika. PoczŹtkowo œmigŹowce montowano z czêœci dostarczanych ze ZwiŹzku Radzieckiego, a od 1957 r. produkowano juŹ od podstaw w kraju. Silniki *AI-26W* na poczŹtku pochodziŹy z importu, ale pod koniec 1957 r. WSK RzeszŹw dostarczyŹy juŹ do Œwidnika próbniŹ seriê silnikŹw *Lit-3* wyprodukowanych caŹkowicie w kraju.

SM-1 wprowadzono do wyposaŹenia jednostek lotniczych LWP w 1956 r. ByŹy to pierwsze wiropŹaty w naszym lotnictwie wojskowym, nie liczŹc przedwojennych prób z wiatrakowcem *Cierva C-30A*.

W dniu 5 IX 1957 r. na lotnisku Okêcie ustanowiony zostaŹ pierwszy polski rekord œmigŹowcowy, a zarazem miêdzynarodowy w klasie E (wiropŹaty) dla konkurencji czasu osiŹgania wysokoœci 3000 m. Rekord zostaŹ pobity na œmigŹowcu Instytutu Lotnictwa SP-SAD przez pilota doœwiadczalnego IL mgr. inŹ. R. Witkowskiego, który uzyskaŹ czas 462 s, co daŹo œredniŹ prêdkoœœ wznoszenia 6,5 m/s. Wynik ten byŹ o wiele wyŹszy od maksymalnych prêdkoœci wznoszenia szeroko reklamowanych œmigŹowcŹw zagranicznych. Dwa dni pŹŹniej — 7 IX 1957 r. -pilot StanisŹaw Gajewski pobij rekord, wznoszŹc siê w 423 s na wysokoœœ 3000 m i uzyskujŹc prêdkoœœ wznoszenia 6,94 m/s.

Prace nad rozwojem śmigłowca trwały od chwili powołania zakładowego biura konstrukcyjnego. W 1958 r. w oparciu o dokumentację wersji *Mi-1A*, mającej zwiększoną dwukrotnie żywotność śopat wirnika (do 600 godzin), zaczęto produkcję nowej odmiany oznaczonej jako *SM-1/600*. W miarę wzrostu zapotrzebowania na śmigłowce w różnych dziedzinach gospodarki narodowej prototypowe biuro konstrukcyjne WSK Łwów pod kierownictwem mgr. inż. Jerzego Olejnika opracowało samodzielnie na podstawie konstrukcji wyjściowej nowe warianty śmigłowca: dźwigowy *SM-1D*, sanitarny *SM-1S*, rolniczy — *SM-1*, szkolny *SM-1Sz*. Wszystkie weszły do produkcji seryjnej. Oprócz tego nadal produkowano uniwersalną wersję śmigłowca — *SM-1/600* (rys. 143).

Wersja dźwigowa miała zabudowany w kabinie wciągnik z dźwigiem obrotowym o nośności 120 kg, pozwalający na zabieranie człowieka z ziemi na pokład śmigłowca. Wersja sanitarna wyposażona była w dwie gondole, rozmieszczone symetrycznie, po obu stronach kadłuba, mieszczące dwóch chorych w pozycji leżącej (rys. 144). W przypadku konieczności można było mocować gondole z jednej strony, a zbiornik dodatkowy 120 dm³ paliwa po stronie przeciwnej. Istniały dwie wersje gondol, jedna z kołnierzem ściskającym gondole z kabiną śmigłowca i druga pozbawiona kołnierza. Wówczas kontakt sanitariusza z pacjentem był możliwy jedynie za pośrednictwem telefonu pokładowego. Konstrukcja gondol mogła być wykonana zarówno z blachy duralowej, jak i z laminatu, to znaczy z żywicy epoksydowych na osnowie płótna szklanego. Wersja szkolna miała podwójny układ sterowniczy, zapewniający dogodne warunki pilotów. Wersję rolniczą zaopatrzone w zbiorniki podwieszone po obu stronach kadłuba z odpowiednim urządzeniem opylającym lub opryskującym do prac agrotechnicznych.



Rys. 143. *SM-1/600* w uniwersalnej wersji śmigłowca — *SM-1/600* (fot. Lech Zielaskowski)

Rys. 144. Wersja sanitarna *SM-1S* (fot. WAF)



W 1960 r., w oparciu o dokumentację radziecką śmigłowca *Mi-1M*, rozpoczęto produkcję wielozadaniowej wersji *SM-1W*, mającej powiększone wymiary wewnętrzne kabiny, wyposażonej w nowe urządzenia radionawigacyjne i systemy ułatwiające pilotowanie (rys. 145), mającej również zmodernizowane śopaty wirnika nośnego itd. Wersja ta była produkowana w odmianach śmigłowca — śmigłowca sanitarnego i rolniczej. Od 1963 r. weszła do produkcji wersja *SM-1Wb*, dla której trwałość międzynaprawczą śopat wirnika wynosiła 800 h. Śopaty były konstrukcji całkowicie metalowej z ulowym wypełnieniem aluminiowym. W układzie sterowania zastosowano tutaj hydrauliczne układy wspomagające (wzmocniacze) — śmigłowca znalazła się litera „b” — od buster, czyli wzmocniacz. Produkcję śmigłowców *SM-1Wb* zakończono w 1965 r. Ostatnie egzemplarze opuszczające wytwórnię znacznie różniły się od pierwszych *SM-1/300*, wyprodukowanych w 1956 r.

Każda nowa seria zawierała istotne zmiany podnoszące walory eksploatacyjne oraz czyniące produkcję łatwiejszą i tańszą. Poza Związkiem Radzieckim WSK Łwów stała się największym producentem śmigłowców w Europie, wyprzedzając dużą francuską wytwórnię *Aeroplane*. Do 1965 r. wyprodukowano w Łwowie kilka tysięcy śmigłowców, z tego większą część wyeksportowano do Związku Radzieckiego i krajów socjalistycznych. *SM-1* używane były również w Austrii, Afganistanie, Brazylii, Egipcie, Finlandii i Indonezji, wchodziły tam także do wyposażenia lotnictwa wojskowego.



Rys. 145. Zmodernizowana wersja wielozadaniowa SM-1W (fot. CAF)

W polskim lotnictwie wojskowym początkowo wykorzystywano SM-1 do lotów ³¹cznikowych (rys. 146), patrolowych i dyspozycyjnych. Spośród innych zadań ^{ewiadczone} przez wojsko na rzecz ^{sp³eczeństwa} i gospodarki narodowej należały wymienia transport rannych i chorych oraz ewakuację ludności z terenów zagrożonych. Jedną z pierwszych akcji przeciwpowodziowych, ^{po³¹czon¹} z niszczeniem zatorów i ewakuacją mieszkańców z zatopionych obszarów, przeprowadzono w 1959 r. Natomiast w marcu 1963 r. ^{emig³owce} SM-1 i SM-2 wzięły udział w wielkiej akcji rozbijania zatorów lodowych, w rejonie Maciejowie na Wiśle, dokonywanej za pomocą ładunków wybuchowych, układanych na łodzi przez saperów znajdujących się na pokładach maszyn.

Pierwszy ^{emig³owiec} SM-1 dla cywilnego lotnictwa sanitarnego



Rys. 146. Łącznikowe SM-1 na lotnisku leśnym (fot. Lech Zielaskowski)

został zakupiony w 1958 r. Maszyny te obok sanitarnych ^{emig³owców} wojskowych wykonywały przede wszystkim loty w bardzo trudnych warunkach meteorologicznych i terenowych. Zabezpieczały również z powietrza zawody sportowe: rajdy, motokrosy, wyścigi itd. (rys. 147).

SM-1 znajdowały się również w wyposażeniu lotnictwa Wojsk Ochrony Pogranicza, gdzie wykorzystywano je do patrolowania granicy lądowej i morskiej PRL. Oprócz służby patrolowej wykonywano loty na rozpoznanie sytuacji lodowej, latano dla oszacowania szkód posztormowych na wybrzeżu oraz dla oceny zagrożenia statków ze ^{cmiędzy} Między, na mierzynach, prowadzono poszukiwania zaginionych ³odzi, kutrów rybackich i samolotów. Często wykorzystywano tutaj wersję ^{dźwigow¹} SM-1D do ratowania rozbitków i osób oczekujących pomocy. Wielokrotnie wyławiano rozbitków na otwartym morzu, ratowano ^{za³ogi} unieruchomionych i dryfujących kutrów, ewakuowano ludzi z tonących jednostek itd. W czasie służby patrolowej współpracowano także z holownikami i lodołamaczami.

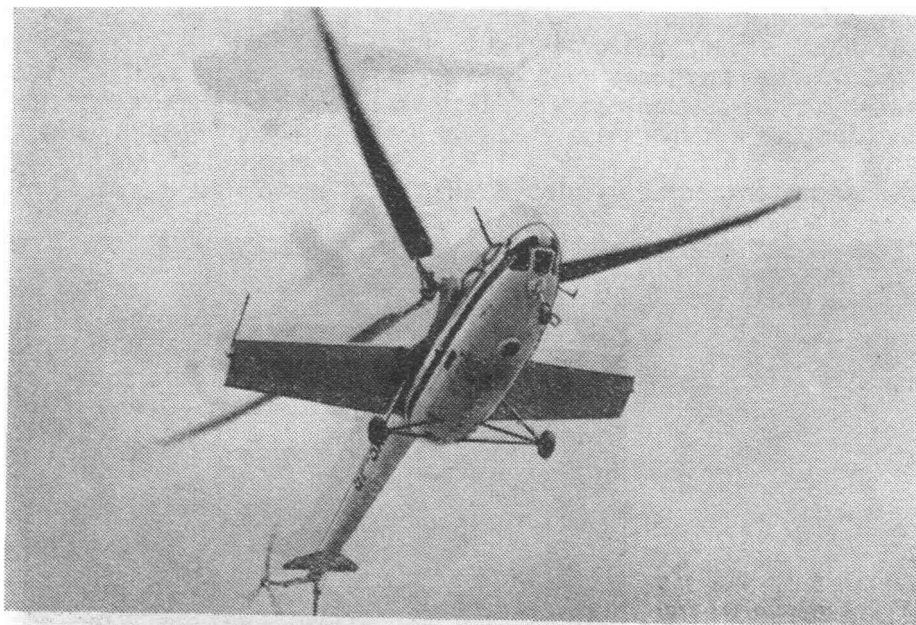
Na ^{emig³owcach} SM-1 wykonywano również eksperymentalne loty, dokonując także badań i prób w locie. Podczas ^{ewiety} Lotnictwa w 1957 r. kpt. pil. Gustaw Ciastek zademonstrował po raz pierwszy holowanie szybowca *Jaskółka* za ^{emig³owcem}, następnie zawis, rozpędzanie i ponowne holowanie. W dniu 4 IV 1958 r. wykonano pierwsze w Polsce próbne lądowanie na dachu warszawskiego Grand Hotelu. Pilotem SM-1 był mjr pil. Paweł Tatarewicz. Pierwsze próby ^{dźwig-}



Rys. 147. ^{Emig³owiec} SM-1F zabezpieczający zawodników na trasie motokrosu (foto CAF)



Rys. 148. Pierwsze próby dźwigania ładunków na śmigłowcu SM-1 (fot. WAF)



Uskrzydłona wersja śmigłowca SM-1 (fot. IL)

nięcia ładunków przeprowadzi³ również na SM-1 kpt. pil. Gustaw Ciastek, demonstruj¹cy na wielu pokazach lotniczych ró¿ne mo¿liwoœci zastosowania śmig³owców (rys. 148).

Wojskowe SM-1 by³y tak¿e wykorzystywane do wykonywania zdjêæ z powietrza na zlecenie Pañstwowego Muzeum Archeologicznego. Na przyk³ad od listopada 1958 r. do marca 1959 r. wykonano obserwacjê i zdjêcia Pola Grunwaldzkiego. W czerwcu 1959 r. fotografowano grodziska mazowieckie. Badaniami objêto teren ca³ej œrodkowej Polski — g³ównie na Kujawach i Pa³ukach. W po³owie lat 60-tych wykorzystano, jako pierwsze, śmig³owce wojskowe w akcji badañ zanieczyszczeñ powietrza atmosferycznego na obszarach œl¹ska, Zag³ebia D¹browskiego i w Krakowskim Okrêgu Przemys³owym. Z pok³adu SM-1 przeprowadzono równie¿ po raz pierwszy bezpoœredni¹ transmisjê radiow¹ i telewizyjn¹ z trasy Wyœcigu Pokoju.

W 1971 r. na zlecenie WSK Œwidnik przeprowadzono w Instytucie Lotnictwa interesuj¹ce badania śmig³owca SM-1, wyposa¿onego w dodatkowe skrzyd³a. Same p³aty noœne wykonano w SZD Bielsko, a przeróbki śmig³owca SP-SAD dokonano w Zak³adzie Produkcji Doœwiadczalnej IL. W miesi¹cach marcu i kwietniu 1971 r. przeprowadzono loty pomiarowe w celu zbadania w³œciwoœci i mo¿liwoœci stosowania śmig³owca uskrzyd³onego. Studium by³o interesuj¹ce równie¿ ze wzglêdu na mo¿liwoœæ zastosowania skrzyd³a jako wysiêgnika mog¹cego s³u¿yæ do zawieszania wyposa¿enia specjalnego, a ponadto stwarzaj¹cego sposobnoœæ wykorzystania go jako integralnego zbiornika paliwa (rys. 149).

W pierwszej po³owie lat siedemdziesi¹tych SM-1 s³u¿y³y jeszcze do szkolenia pilotów śmig³owcowych — kadetów Szko³y Chor¹cych Wojsk Lotniczych w Dêblinie. Obecnie maszyny te nale¿¹ do rzadkoœci na lotniskach. Mo¿na je natomiast spotkaæ w Muzeum Lotnictwa i Astronautyki w Krakowie, gdzie znajduj¹ siê egzemplarze: SM-1 wojskowy ³¹cznikowy z nr 23, doœwiadczalny SP-SAD z IÆ (rys. 150), ale ze zdemontowanymi skrzyd³ami oraz sanitarny SM-1W SP-SXD.



Rys. 150. Śmig³owiec doœwiadczalny Instytutu Lotnictwa SP-SAD jest obecnie eksponatem Muzeum Lotnictwa i Astronautyki (fot. Andrzej Marga³a)

Konstrukcja i wyposażenie

Łmigowiec wielozadaniowy z wirnikiem nożnym i łmigiem ogonowym. Konstrukcja całkowicie metalowa (rys. 151).

Kadłub w głównej części stanowi kratownicę przestrzenną, spawany z rur stalowych, oprofilowany i osłonięty niepracującym pokryciem z blachy duralowej. Część główna ma cztery przedziały: kabinę, przedział silnikowy, przedział górny i przedział tylny. W bogato oszklonej kabinie mieszczą się fotele załogi i pasażerów, układ sterowania i wyposażenie. W przedziale silnikowym jest zespół napędowy oraz układ wymuszonego chłodzenia silnika. Przedział górny mieści przekładnię główną z tarczą sterującą, zbiornik oleju i butlę z dwutlenkiem węgla. Przedział tylny służy do pomieszczenia zbiorników paliwa i odbiornika radiowysokościomierza.

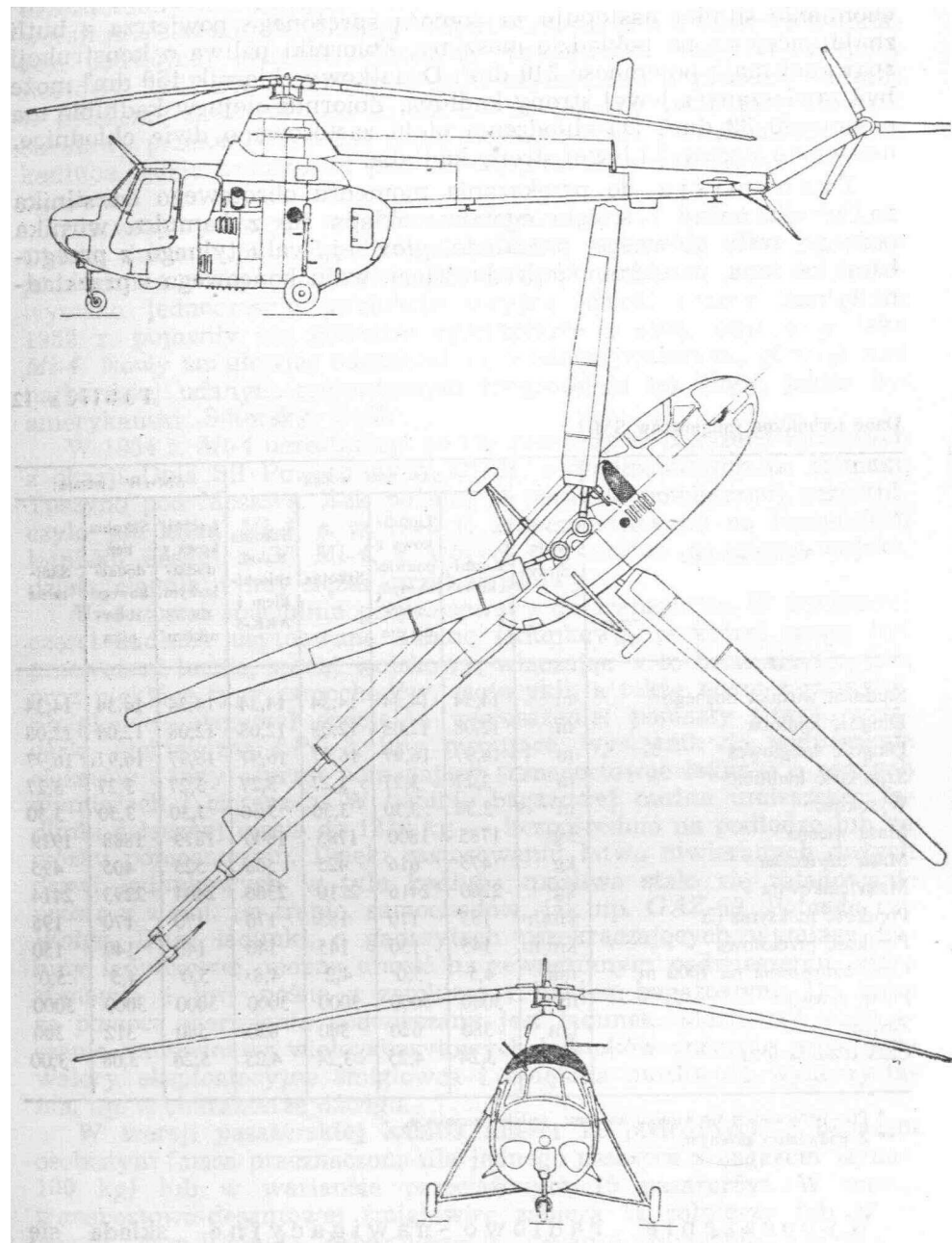
Belka ogonowa ma konstrukcję półskorupową, na końcu belki umocowany jest mały statecznik. Belka końcowa (skośna) jest konstrukcji skorupowej i składa się z pokrycia pracującego usztywnionego wręgami.

Wirnik nożny jest trójopatowy o konstrukcji mieszanej, stalowy dźwigar, drewniane łebki, pokrycie ze sklejk do połowy łebek, reszta pokryta płótnem. Wirnik ma okresowe zmiany kąta nastawienia łopaty w płaszczyźnie wirowania. Płata wirnika łożnicowa łopaty nożne z wałem przekładni główną ma trzy przeguby: poziomy, pionowy i osiowy. Przeguby poziome pozwalają na wychylenia łopaty w pionie, przeguby pionowe pozwalają na ruch łopaty w płaszczyźnie poziomej do przodu, w kierunku obrotu i do tyłu, natomiast przeguby osiowe zapewniają łopatom ruch obrotowy wokół ich osi podłużnych, co pozwala na zmianę kąta nastawienia łopaty. Dla tłumienia drgań łopaty wirnika nożnego względem przegubów pionowych zastosowano tłumiki ciernie. Przeguby poziome i osiowe zapewniają pracę łopaty w dowolnej płaszczyźnie, zależnie od ustawienia tarczy sterującej. Przeguby pionowe ograniczają momenty zginające łopaty u ich nasady, pochodzące m.in. od sił aerodynamicznych, występujących w płaszczyźnie obrotu.

Łmig o ogonowe, trójopatowe, służy do zrównoważenia momentu reakcyjnego wirnika, wykorzystane jest również do sterowania kierunkowego łmigowcem. Łopaty wykonane są z drewna utwardzonego i ulepszanego typu delta oraz z drewna sosnowego i pokryte tkaniną. Płata ma mechaniczne urządzenie zmiany skoku łmigów.

Podwozie jest trójpodporowe, amortyzatory olejowo-powietrzne. Podwozie główne: trójgoleniowe. Podwozie przednie: jednogoleniowe, samonastawne. Do tylnej części belki ogonowej przymocowana jest podoła — zderzak, chroniąca łmig o ogonowe przed zetknięciem się z ziemią.

Napęd stanowi silnik Lit-3 (licencyjny AI-26W) gwiazdowy, siedmiocylindrowy, chłodzony powietrzem, o mocy startowej 423 kW (575 KM), specjalnie przystosowany do łmigowców. Silnik ma jedno-stopniową odrodkową sprężarkę doładowującą, a ponadto przekładnię stożkową, przekazującą moc na wał główny i wał wentylatora oraz sprzęgło umożliwiające odłączenie od wału głównego i pracę silnika luzem, a następnie płynne sprzęganie silnika z wałem głównym. Powietrze chłodzące silnik jest doprowadzone do dmuchawy wentyla-



Rys. 151. Sylwetka łmigowca SM-1Wb

tara przez wielki chwyt umieszczony na grzbiecie kad³uba. Rura zasysaj¹ca powietrze do silnika wyprowadzona jest na praw¹ stronê kad³uba i zakoñczona filtrem py³och³onnym. Rury wydechowe zebrane s¹ w dwa kolektory spalin, wykonane ze stali ¿aroodpornej. Uru- chomienie silnika nastêpuje za pomoc¹ sprê¿onego powietrza z butli znajduj¹cej siê na pok³adzie maszyny. Zbiorniki paliwa o konstrukcji spawanej maj¹ pojemnoœæ 240 dm³. Dodatkowy zbiornik 150 dm³ mo¿e byæ zawieszany z lewej strony kad³uba. Zbiornik oleju w kad³ubie ma pojemnoœæ 32 dm³. Do ch³odzenia oleju zastosowano dwie ch³odnice, ustawiane z prawej i lewej strony kad³uba.

Transmisja do przekazania momentu obrotowego od silnika na wirnik noœny i œmig³o ogonowe sk³ada siê z hamulca wirnika noœnego, wa³u g³ównego, przek³adni g³ównej, wa³u tylnego z przegu- bami kardana, przek³adni poœrednicz¹cej, wa³u koñcowego i przek³ad- ni tylnej.

Dane techniczne œmig³owców SM-1

Wyszczeg³nienie	Jedn. mocy	SM-1/600 wersja:				SM-1W wersja:		
		£¹czni- kowa	£¹czni- kowa z podwie- szonym zbiornikiem	Szkolna	Szkolna z dod. zbiorni- kiem i ARK-5	£¹czni- kowa z dodat- kowym zbiornikiem	Szkolna bez dodat- kowego zbiornika	Sani- tarna
£rednica wirnika noœnego	m	14,34	14,34	14,34	14,34	14,34	14,34	14,34
D³ugoœæ kad³uba	ni	12,08	12,08	12,08	12,08	12,08	12,08	12,08
D³ugoœæ œmig³owca*	m	16,97	16,97	16,97	16,97	16,97	16,97	16,97
Szerokoœæ kad³uba**	m	3,27	3,27	3,27	3,27	3,27	3,27	3,27
Wysokoœæ	m	3,30	3,30	3,30	3,30	3,30	3,30	3,30
Masa w³asna	kg	1785	1800	1785	1800	1879	1888	1919
Masa u¿yteczna	kg	475	616	425	566	525	405	495
Masa ca³kowita	kg	2260	2416	2210	2366	2404	2293	2414
Prêdkoœæ maksymalna	km/h	185	170	185	170	170	170	195
Prêdkoœæ przelotowa	km/h	145	130	145	140	140	140	150
Czas wznoszenia na 1000 m	min	4,5	5,0	4,2	4,8	5,0	4,5	5,0
Pu³ap zawisu	m	3000	3000	3000	3000	3000	3000	3000
Zasiêg	km	380	620	380	620	580	312	300
Czas trwania lotu	h,min	3,24	4,25	3,24	4,25	5,26	3,08	3,00

* Przy obracaj¹cym siê wirniku noœnymi œmig³e ogonowym.

** Z podwoziem g³ównym.

Wyposa¿enie radiowo -nawigacyjne sk³ada siê z radiostacji pok³adowej UKF, automatycznego radiokompasu ARK-5, busoli ¿yroindukcyjnej GIK-1, radiowysokoœciomierza RW-2. W SM-1 z pierwszych serii produkcyjnych stosowano kr³ótkofalow¹ radiostacjê pok³adow¹.

W paŹdzierniku 1951 r. biuro konstrukcyjne, kierowane przez dr. in¿. M.L. Mila, rozpoczê³o prace nad projektem œmig³owca W-4, który by³ przeznaczony do transportu œadunków o masie do 1200 kg, oraz w wersji przeci¹¿onej do 1600 kg. Napêd stanowi³ silnik t³okowy w uk³adzie podwójnej gwiazdy, ch³odzony powietrzem ASz-82W o mocy startowej 1251 kW (1700 KM). Silnik usytuowano w przodzie kad³uba w po³o¿eniu skoœnym, pod k¹tem 28° do jego osi pod³u¿nej. Moment obrotowy przekazywany by³ przez ukoœny wa³ do przek³adni na górze kad³uba, gdzie nastêpowa³ podzia³ napêdu na wirnik noœny i œmig³o ogonowe.

Pierwszy prototyp œmig³owca zbudowano w kwietniu 1952 r. Oblotu dokona³ pilot doœwiadczalny W.W. Winnicki. Wkrótce prze- prowadzono próby pañstwowe. Prowadz¹c badania w locie przygoto- wywano jednoczeœnie produkcjê seryjn¹, dziêki czemu ju¿ latem 1952 r. pojawi³y siê pierwsze egzemplarze z serii, oznaczone jako Mi-4. Nowy œmig³owiec odznacza³ siê wieloma walorami, góruj¹c nad najbardziej udanym zagranicznym œmig³owcem tej klasy, jakim by³ amerykañski Sikorsky S-55.

W 1954 r. Mi-4 uczestniczy³ po raz pierwszy w pokazach lotniczych z okazji Dnia Si³ Powietrznych ZSRR, zorganizowanych na lotnisku Tuszyno pod Moskw¹. Rok póŹniej w paradzie powietrznej uczestni- czy³o ju¿ kilka Mi-4, a w 1956 r. zademonstrowano na tuszyñskim lotnisku desant z 36 Mi-4, z których wysadzono na ziemi wojsko, dzia³a, ci¹gniki i inny ciê¿ki sprzêt wojskowy.

Mi-4 zosta³ specjalnie przystosowany do transportu. W œrodkowej czêœci kad³uba usytuowano kabinê œadunkow¹, w którêj mog¹ byæ przewo¿eni ludzie, sprzêt wojskowy, w³¹czaj¹c w to broñ artyleryjsk¹ oraz niektóre typy samochodów, motocykli, a tak¿e nosze z rannymi. Œmig³owiec otrzyma³ specjalne wyposa¿enie: pomosty (trap), wci¹- garkê elektryczn¹ £PG-2, liny mocuj¹ce, wysiêgnik do podnoszenia ciê¿arów i inny osprzêt pomagaj¹cy transportowaæ œadunki o ró¿nych wymiarach i ciê¿arach. W kabinie baga¿owej mo¿na umieszczaæ œa- dunki o œ¹cznej masie do 1250 kg — bezpoœrednio na pod³odze lub na wózku pomocniczym. Dziêki zastosowaniu œatwo otwieranych du¿ych drzwi œadunkowych w tyle kad³uba mo¿liwe sta³o siê za³adowanie prosto z ziemi, po trapie, samochodów, jak np. GAZ-69, Pobieda czy Wo³ga. Du¿e œadunki, o gabarytach przekraczaj¹cych wymiary ka- biny œadunkowej, mo¿na unosiæ na zewnêtrznym podwieszeniu, które stanowi¹ 4 liny noœne z zamkiem i hakiem baga¿owym. Do haka za pomoc¹ pierœcienia podwieszany jest œadunek. Mo¿liwoœæ podwie- szania na zewn¹trz wielogabarytowych œadunków znacznie podwy¿sza walory eksploatacyjne œmig³owca i zwiêksza mo¿liwoœæ wykorzysta- nia, np. w charakterze dŹwigu.

W wersji pasa¿erskiej kabina mieœci 11 podró¿nych z baga¿em osobistym (masa przeznaczona dla jednego pasa¿era z baga¿em wynosi 100 kg) lub w wariantcie przeci¹¿onym 15 pasa¿erów. W wersji transportowo-desantowej œmig³owiec zabiera 12 ¿o³nierzy lub 16 w wersji przeci¹¿onej. Zabezpieczenie desantu zapewnia stanowisko strzelca pok³adowego, umieszczone w gondoli podkad³ubowej.

Na pocz¹tku lat szeœædziesi¹tych wypuszczono now¹ wersjê Mi-4A, która ma szereg zmian konstrukcyjnych, polepszaj¹cych w³œciwoœci eksploatacyjne. W stosunku do egzemplarzy Mi-4, z pierwszych serii

Mi-4A, ma zwiększony ресурс wirnika głównego do 600 godzin. Ponadto może być eksploatowany z gondolą podkadłubową lub bez gondoli — zależnie od wykonywanego zadania. Wyposażenie Mi-4A w pilota automatycznego (w wersji pasażerskiej) oraz w nowoczesne urządzenia radiotechniczne: radiostację UKF, rozmównicę pokładową, a także urządzenia do lotów w warunkach ograniczonej widoczności, pozwala na wykonywanie zadań zarówno w dzień, jak i w nocy oraz w chmurach i we mgle.

Mi-4A ma kilka wersji. Oprócz podstawowej transportowo-desantowej produkowano wersje: pasażerską dla 10 pasażerów i 200 kg bagażu (stosowana w Aeroflocie), dyspozycyjną Lux dla 6 pasażerów, ratowniczą, sanitarną, rolniczą i morską na pływakach. Na szczególną uwagę zasługuje wersja ratownicza, pozwalająca na niesienie pomocy ludziom dotkniętym klęską żywiołową i rozbitkom na wodzie. Ratunek następuje zwykle przez zrzućenie łodzi napęzianej powietrzem ŁAS-5M, a następnie przetransportowaniu rozbitków na pokład śmigłowca za pomocą wciągarki z napędem hydraulicznym.

W odróżnieniu od standardowego śmigłowca transportowego wersja ratownicza ma zdemontowaną gondolę z kratownicą mocującą i butlą sprężonego powietrza do przeładowania broni pokładowej. Otwór w spodzie kadłuba zasłaniany jest pokrywą ze szkła organicznego. Wersja ratownicza jest wyposażona dodatkowo w radiostację UKF R-805 z odbiornikiem US-9DM sterowanym odległociowo z kabiny pilotów. Ratowniczy Mi-4A może być eksploatowany w dwóch wariantach:

— Mi-4AI, który ma ustawiony w kabinie dodatkowy zbiornik paliwa o pojemności 500 dm³. Załoga składa się z 4 osób: pilota, pilota-nawigatora, technika pokładowego i lekarza. Fotele pilotów pozwalają na zabieranie morskich spadochronów ratowniczych. Miejsce dla lekarza jest w przedzie kabiny ładunkowej, gdzie umieszczono również technika pokładowego. Miejsca dla ewentualnych pasażerów znajdują się po bokach — pod ścianami, na składanych fotelikach metalowych. Załoga śmigłowca ma również do własnej dyspozycji łódkę ratunkową ŁAS-5M z radiostacją zapasową AWRA-45;

— Mi-4AII jest przystosowany do celów transportowych. Do wyposażenia śmigłowca wchodzi: pomosty, podstawki pod koła, liny mocujące i holownicze, siatka na bagaż, podnośniki pod resory pojazdów wprowadzonych na pokład, dźwig do uniesienia człowieka na pokład śmigłowca, worek z linami i podstawki pod wózek z bagażem.

W wersji sanitarnej kabina ładunkowa jest przystosowana do zabrania lekarza i 8 rannych na noszach lub 12 w pozycji siedzącej. Ostatnie serie Mi-4A otrzymały łopaty metalowe, wykonane z segmentów o konstrukcji przekładkowej, klejonych do metalowego dźwigara. Łopaty te mają resurs przedłużony do 1500 godzin — około 10-krotnie większy niż łopaty pierwszych seryjnych Mi-4.

Zalety Mi-4 szybko zostały dostrzeżone za granicą. Spośród wyprodukowanych w latach 1952—1964 około 3000 sztuk ponad 800 Mi-4 w różnych wersjach sprzedano do innych krajów. Śmigłowiec był wystawiany na wielu wystawach, gdzie go niejednokrotnie wyróżniano, a na Expo-58 w Brukseli odznaczono złotym medalem jako wybitne osiągnięcie radzieckiej myśli technicznej. Dzięki walorom



Rys. 152. Jeden z pierwszych śmigłowców Mi-4 (fot. Lech Zielaskowski)

eksploatacyjnym, świetnym właściwościami lotno-pilotażowym oraz wysokiemu stopniowi pewności i bezpieczeństwa lotu Mi-4 znalazł zastosowanie również w cywilnej komunikacji lotniczej. Śmigłowiec był szeroko stosowany w ZSRR, ChRL, Czechosłowacji, Polsce, NRD, WRD, Austrii, Egipcie, Indiach, Iraku itd. W Indiach Mi-4 używane są również bez drzwi ładunkowych w tyle kadłuba dla ułatwienia skoków z pokładu maszyny. Indyjskie siły powietrzne wykorzystywały Mi-4 w akcjach bojowych: w grudniu 1961 podczas zajmowania portugalskiej enklawy kolonialnej w Goa, w 1962 r. w czasie konfliktów pogranicznych oraz w konfrontacji z Pakistanem w okresie formowania nowego państwa Bangladesz. Jeden egzemplarz Mi-4 Indie ofiarowały królowi Bhutanu w kwietniu 1968 r.

Śmigłowce Mi-4 wprowadzono do wyposażenia lotnictwa polskiego w 1958 r. Maszyna zdobyła dużą popularność wśród załóg i personelu naziemnego, uzyskując wkrótce nieoficjalną nazwę „Kaśka”. Po raz pierwszy zademonstrowano Mi-4 publiczności w Warszawie 7 IX 1958 r. nad Stadionem Dziesięciolecia. Pokaz odbył się z dwóch okazji — na zakończenie Dni Lotnictwa i obchodów Centralnych Dożynek (rys. 152).

Mi-4 w wersji transportowo-desantowej wchodzi w wyposażenie lotnictwa wojsk lądowych (rys. 153 i 154). Natomiast ratownicze Mi-4 i Mi-4A stosowane są przez lotnictwo Marynarki Wojennej, jednostki WOP i inne. Mi-4A wyposażone w specjalną aparaturę elektroniczną i odpowiednio uzbrojone służą w lotnictwie morskim MW do wykrywania i zwalczania okrętów podwodnych (rys. 155). Maszyny te wykonują loty o każdej porze dnia i nocy oraz w trudnych warunkach atmosferycznych.

Służba patrolowo-ratownicza Mi-4A z jednostek MW i WOP polega na udzielaniu bezpośredniej pomocy i wyławianiu rozbitków z morza lub z tonących jednostek. Ponadto maszyny te wykorzystywane są do naprawdzania okrętów do rozbitków, przenoszenia ciężko chorych z jednostek pływających, znajdujących się na pełnym morzu,



Rys. 153. Ęmig³owiec transportowo-desantowy *Mi-4A* (fot. Andrzej Marga³a)



Ęmig³owiec *Mi-4* w lotnictwie Marynarki Wojennej (fot. Roman Marcinkiewicz)

do szpitali na Wybrzeżu, prowadzenia rozpoznania pól lodowych, dryfuj¹cych wzd³u¿ wybrze¿y, lokalizowaniu po³o¿enia kutrów rybackich, unieruchomionych awari¹ silników, poszukiwaniu zaginionych samolotów itd.

Wojskowe *Mi-4* wykorzystywane by³y do zdjêæ lotniczych, wykonywanych przez s³u¿bê aerofoto na zlecenie instytucji archeologicznych, prowadz¹cych badania nad pocz¹tkami pañstwa polskiego. Wiosn¹ 1963 r. wykorzystano Ęmig³owce transportowe *Mi-4* do ewakuacji ofiar powodzi na zatopionych terenach, w œrodkowym biegu Wis³y. Ęmig³owiec ten odznaczy³ siê równie¿ inn¹ akcj¹. Jeszcze przed zastosowaniem *Mi-8* do prac dŹwigowych na rzecz gospodarki narodowej wykonano na *Mi-4* w 1967 r. pierwsz¹ operacjê przemys³ow¹. Przy u¿yciu zewnêtrzných zawieszêñ zdjêto w³czas pêkniê¹ obrêcz z komina fabrycznego zak³adów w Ÿychlinie.

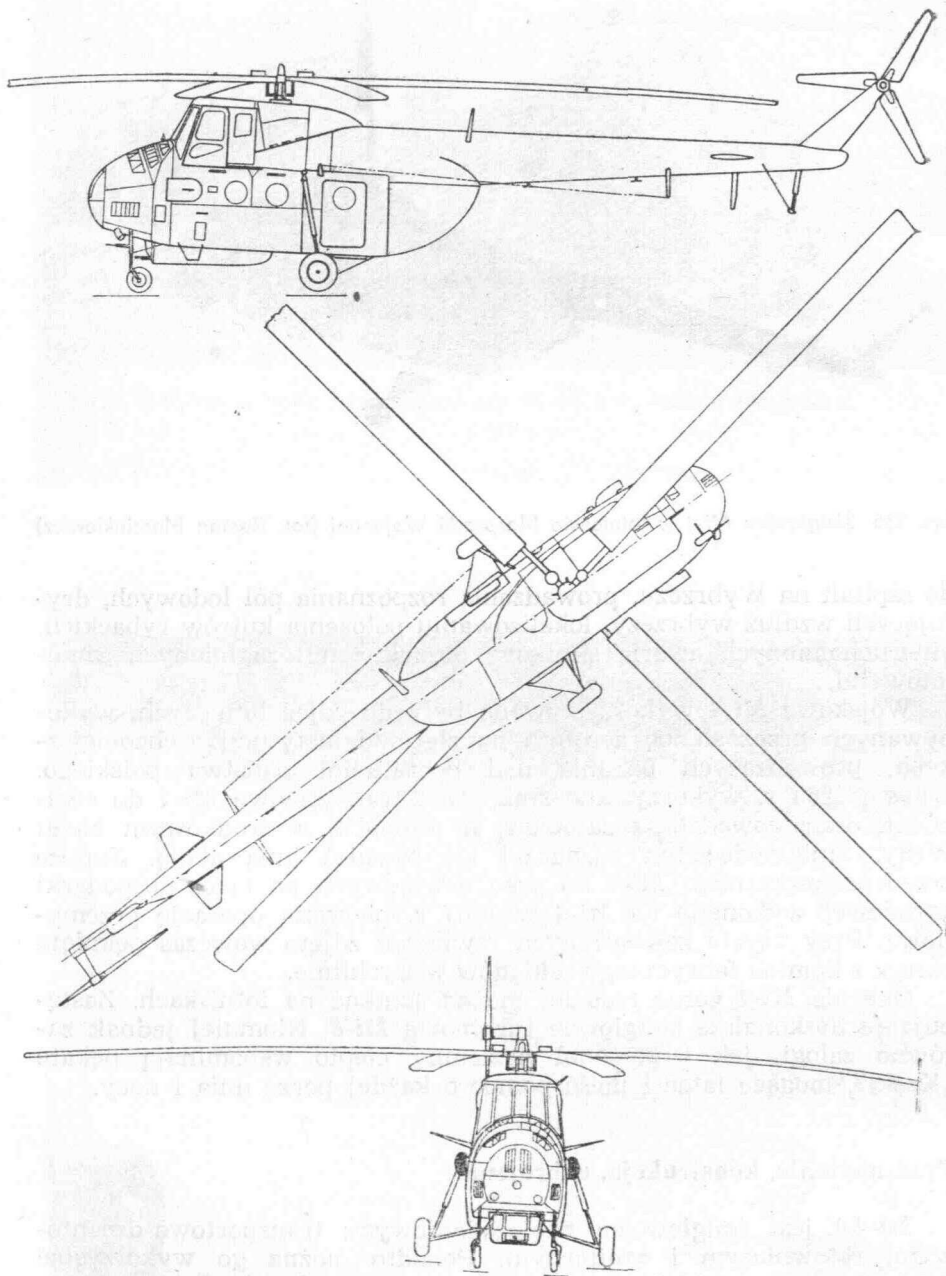
Obecnie *Mi-4* coraz rzadziej mo¿na spotkaæ na lotniskach. Zastêpuj¹ je doskonalsze Ęmig³owce turbinowe *Mi-8*. Niemniej jednak zarówno za³ogi, jak i personel naziemny ciep³o wspominaj¹ pêkate „Kaeki”, mog¹ce lataæ i nieææ pomoc o ka¿dej porze dnia i nocy.

Przeznaczenie, konstrukcja, uzbrojenie

Mi-4A jest Ęmig³owcem wielozadaniowym: transportowo-desantowym, ratowniczym i sanitarnym. Ponadto mo¿na go wykorzystaaæ zale¿nie od wyposa¿enia do r³õnych celów specjalnych. Za³oga sk³ada siê z trzech osób o zmiennym sk³adzie, zale¿nym od wykonywanego zadania: I pilota i II pilota, pilota i nawigatora lub pilota i strzelca pok³adowego. We wszystkich przypadkach w sk³ad za³ogi wchodzi technik pok³adowy.



Rys. 154. Uzbrojenie Ęmig³owca *Mi-4A* (fot. Andrzej Morga³a)



Rys. 156. Sylwetka śmigłowca Mi-4A

Śmigłowiec ma układ jednowirnikowy ze śmigłem ogonowym, konstrukcją półskorupową, całkowicie metalową i podwoziem stałym (rys. 156).

Kadłub składa się z części głównej oraz belek ogonowej i skośnej — końcowej. Z przodu części głównej, w przedziale silnikowym, zabudowany jest silnik z przekładnią i napędami. Przed kabiną w obudowie znajduje się szereg otworów zasłoniętych siatką lub żaluzjami. Dochodzi przez nie powietrze do wentylatorów chłodzenia cylindrów silnika i chłodnic oleju. Z boków znajdują się dodatkowe duże chwytaki powietrza do chłodzenia silnika w czasie lotu i do wentylacji kabiny. W przednim górnym przedziale kadłuba znajduje się kabina pilotów, w której zabudowane są dwa fotele i podwójne sterownice. Kabina pilotów ma dwoje drzwi bocznych i łączy się z kabiną ładunkową za pomocą wazu. Za kabiną pilotów, nad kabiną ładunkową, jest przedział przekładni głównej i pomieszczenie dla gumowego zbiornika paliwa. Część środkową zajmuje kabina ładunkowa o wymiarach 4,15 X 1,78 X 1,80 m i pojemności 16 m³, z drzwiami wejściowymi 1,36 X 0,93 m oraz drzwiami ładunkowymi 1,55 X 1,85 m. Dwuczęściowe drzwi ładunkowe stanowią opływowe zakończenie głównej części kadłuba. Symetryczne usytuowanie kabiny ładunkowej względem osi ciężkości śmigłowca ułatwia jego załadunek i wyładunek, nieznacznie wpływając na pochylenie s.c. w różnych wariantach ładunku. Dla zapewnienia szybkiego załadunku i wyładunku sprzętu śmigłowiec wyposażony jest w specjalne pomosty — trapy oraz wciągarkę typu Bf-47 pozwalającą na załadunek i wyładunek ludzi i sprzętu z ziemi lub z wody — w czasie zawisu. W kabine ładunkowej jest pięć wypukłych, okrągłych okien ze szkła organicznego. Szóste okno znajduje się w drzwiach wejściowych. W dolnej części kadłuba umocowana jest gondola strzelca pokładowego, z możliwością zdemontowania w wersji Mi-4A. Główna część kadłuba kończy się na wróble 20, do niej przymocowana jest belka ogonowa. W przedniej części belki znajduje się przedział wyposażenia radiowego.

Układ nośny składa się z czteroopatowego wirnika, z kierunkiem obrotów w lewo, o przegubowym zamocowaniu opat. Konstrukcja opat — mieszana, lub metalowa — zależy od wersji. Śmigło ogonowe trójopatowe typu W-531-H2 lub W-531-H3, o średnicy 3,6 m, pchające, sterowane mechanicznie kółkiem ustawienia, z możliwością ustawienia opat w kierunku odwrotnym.

Podwozie — czteropodporowe. Przednie podwozie jednogoleniowe z zastrzałem, samonastawne, bez hamulców. Podwozie główne, trójgoleniowe, z kołami hamowanymi. Amortyzatory olejowo-powietrzne w każdej z 4 elastycznych goleni. Z tyłu belki ogonowej znajduje się podpora z przód i amortyzatorem olejowo-powietrznym.

Zespół napędowy stanowi silnik tłokowy w układzie podwójnej gwiazdy, 14-cylindrowy, ASz-82W o mocy 1251 kW (1700 KM), ze sprężarką dwustopniową, silnik połączony jest z transmisją i wentylatorem osiowym za pomocą sprzęgła. Uruchamianie silnika następuje za pomocą rozrusznika elektrycznego SKD-2W. Silnik zabudowano skośnie w przodzie kadłuba pod kątem 28° w stosunku do jego osi podłużnej. Zbiornik paliwa 1000 dm³, typu elastycznego, mieści się w specjalnym przedziale nad kabiną ładunkową. W miarę ubytku paliwa zbiornik jest wypychany gazem neutralnym. Silnik ma wy-

muszony uk³ad ch³odzenia wentylatorem osiowym. Uk³ad odprowadzenia spalin sk³ada siê z dwóch kolektorów wydechowych, kieruj¹cych gazy spalinowe za os³onê przedzia³u silnikowego.

Æmig³owiec ma instalacjê wentylacji i ogrzewania kabin, instalacjê przeciwo³odzeniow¹ ³opat wirnika noœnego i æmig³a ogonowego oraz oszklenia kabiny pilotów.

W sk³ad wyposaŹenia radiowo-nawigacyjnego wchodzi radiostacja nadawczo-odbiorcza UKF typ *R-800*, automatyczny radiokompas. *ARK-5*, radiowysokoœciomierz *RW-2*, rozmównica pok³adowa *SPU-7* lub *SPU-2*, radiolokacyjne urz¹dzenie rozpoznawcze *SRO* i radiostacja *R-805*. W tylnej czêœci kad³uba z lewej strony znajduje siê elektrorakietnica sygnalizacyjna *EKSR-46*, uruchamiana z kabiny pilotów.

Uzbrojenie. Jeden ruchomy k.m. *TKB-481* konstrukcji Afa—nasjewa, z celownikiem *K-10T*, zabudowany na stanowisku strzeleckim w gondoli podkad³ubowej. Prze³adowanie broni nastêpuje pneumatycznie — sprê⁄onym -powietrzem z butli, znajduj¹cej siê w gondoli. Zale⁄nie od wersji i wykonywanego zadania, æmig³owiec mo⁄e zabieraæ równie⁄ r³⁄ne warianty uzbrojenia bombowego.

Dane techniczne Mi-4A

z obracaj¹cym siê wirnikiem i æmig³em ogonowym 25,015 m, wysokoœæ æmig³owca na ziemi 4,400 m, œrednica wirnika 21,0 m, powierzchnia ko³a zataczanego przez wirnik noœny 346,36 m², œrednica æmig³a ogonowego 3,6 m.

Masy r³⁄nych wersji *Mi-4A*:

Masa [kg]	W e r s j a				
	Desantowa	Transportowa	Ratownicza I*	Ratownicza II	Sanitarna
W³asna bez gondoli	5268	5325	5337	5295	5362
W³asna z gondol¹	5356	5413	—	—	5449
U⁄yteczna bez gondoli	2020	1990	2003	1999	1650
U⁄yteczna z gondol¹	1954	1894	—	—	1784
Ca³kowita bez gondoli	7288	7315	7340**	7294***	7012
Ca³kowita z gondol¹	7310	7307	—	—	7233

* Bez pilota automatycznego.
** Wariant z dodatkowym zbiornikiem paliwa i 9 ³odziami ÆAS-5M.
*** Wariant bez dodatkowego zbiornika i z 21 ³odziami ÆAS-5M.

Maksymalna dopuszczalna masa *Mi-4A* wszystkich wersji wynosi:
— latem 7575 kg,
— zim¹ 7600 kg.

Osi¹gi: prêdkoœæ maksymalna 185 km/h, czas wznoszenia na wysokoœæ 3000 m 13,2 min. (*Mi-4*) i 16,0 min. (*Mi-4A*), pu³ap dynamiczny przy masie 7250 kg — 5500 m, pu³ap dynamiczny przy 7575 kg — 4000 m, pu³ap statyczny przy masie 7250 kg — 2000 m, zasiêg praktyczny przy prêdkoœci 160 km/h i zapasie paliwa 600 dm³ — 410 km..

Wkrótce po uruchomieniu produkcji licencyjnych æmig³owców *SM-1* biuro konstrukcyjne WSK Æwidnik wyst¹pi³o z koncepcj¹ opracowania wersji rozwojowej, pozwalaj¹cej na pe³niejsze wykorzystanie znacznej nadwy⁄ki mocy silnika Lit-3. Stosunkowo ma³a objêtoœæ kabiny *SM-1* nie pozwala³a na zabranie wiêkszej liczby osób, jak równie⁄ na za³adowanie noszy do wnêtrza kad³uba. Koncepcja sugerowa³a zatem zwiêkszenie pojemnoœci przedniej czêœci kad³uba do umo⁄liwienia zabrania 5 osób (1+4) lub wstawienia noszy na pok³ad.

W latach 1957—1958 zesp³³ konstruktorów, pracuj¹cy pod kierunkiem mgr. in⁄. Jerzego Tyrchy, sporz¹dzi³ dokumentacjê zmodernizowanego æmig³owca oznaczonego pocz¹tkowo jako *S-2* i przemianowanego p³⁄niej na *SM-2*. Ze æmig³owca *SM-1* wykorzystano silnik, przek³adniê, wirnik i æmig³o ogonowe oraz czêœciowo belkê ogonow¹ i podwozie g³ówne. Zaprojektowano natomiast zupe³nie nowy obszerniejszy kad³ub z wyposa⁄eniem wnêtrza, podwozie przednie i zbiornik paliwa. Æmig³owiec m³g³ zabieraæ na pok³ad 5 osób wraz z pilotem.

Prototyp *SM-2* zosta³ oblatany 18 XI 1959 r., a wkrótce potem przeszed³ próby fabryczne. W efekcie badañ maszyny zmniejszono ha³as uk³adu wydechowego oraz znacznie wyt³umiono w kabinie odg³osy pracy zespo³u napêdowego przez obni⁄enie poziomu dŹwiêków i stosowanie efektywnej izolacji dŹwiêkoch³onnej. Prototyp *SM-2* pokazano po raz pierwszy publicznoœci w dniu 11 IX 1960 r. podczas centralnych pokazów lotniczych w Æodzi, a we wrzeœniu 1961 r. na wystawie XV-lecia Przemys³u Lotniczego w PRL. Maszyny seryjne by³y prezentowane równie⁄ w 1962 r. na wystawie pn. „Æmig³owce” przed Muzeum Techniki PKiN i w czerwcu 1963 r. na MTP w Poznaniu.

Produkcjê seryjn¹ dla potrzeb lotnictwa polskiego rozpoczêto w 1960 r., wypuszczaj¹c wersje pasażersko-³¹cznikow¹, sanitarn¹ i ratownicz¹ (dŹwigow¹). Wersja pasażerska ma w przedniej czêœci dwa fotele: dla pilota (lewy) i pasażera, a z ty³u kanapê dla trzech pasażerów. Wersja ³¹cznikowa (rys. 157) zabiera mniej osób na pok³ad, ma natomiast dodatkowy zbiornik paliwa 135 dm³, zawieszony z lewej strony kad³uba, zwiêkszaj¹cy zasiêg do 500 km. Dziêki bogatemu oszkleniu zapewniono dobr¹ widocznoœæ z ka⁄dego miejsca w kabinie. *SM-2* jest æmig³owcem wielozadaniowym, a przekszta³cenie wersji ³¹cznikowej w sanitarn¹ jest proste i polega na wymontowaniu fotela pasażera z przodu i czêœci kanapy z ty³u oraz za³o⁄eniu szyn pod nosze. Czas przygotowania wersji sanitarnej wynosi zaledwie 20 minut. Nosze wsuwane s¹ do kabiny przez specjalne drzwi, umieszczone po prawej stronie w przodzie kad³uba. Konstruktorzy stosuj¹c to rozwi¹zanie wzorowali siê na doœwiadczeniach ze æmig³owcem *BZ-4* *uk*. Przewidywano równie⁄ mo⁄liwoœæ przewo⁄u trzech chorych na noszach po zamontowaniu dwóch gondol po bokach kad³uba — jak w *SM-1W*. Prototyp w tej wersji zosta³ zbudowany i oblatany w 1960 roku. *SM-2* w wersji sanitarnej, jednoosobowej, wchodzi³y do wyposa⁄enia lotnictwa sanitarnego (rys. 158), cywilnego i wojskowego.

DŹwigowa wersja ratownicza ma zabudowany podnoœnik (w kabinie z prawej strony obok drzwi) z napêdem hydraulicznym, o udŹwigu 120 kg i prêdkoœci podnoszenia 0,6 m/s. W czasie lotu dŹwig jest chowany w kabinie i wychylany na zewn¹trz po odsuniêciu drzwi. Dla u³atwienia pracy w nocy na æmig³owcu zabudowany jest reflek-



SM-2 w wersji ³¹cznikowej (fot. Roman Marcinkiewicz)

tor — szperacz sterowany elektrycznie przez pilota za pomoc¹ przycisków znajduj¹cych się na dr¹żku sterowym. Zastosowanie tej wersji by³o wielostronne. W akcjach ratowniczych wci¹gano na pok³ad maszyny ludzi znajduj¹cych się w niedost¹pnych miejscach zarówno na wodzie, jak i na l¹dzie. Za pomoc¹ d¹wigu opuszczano z kabiny *emig³owca* ekipy ratownicze na tereny odci¹te od *wiata*. Dostarczano również *żywność* i lekarstwa do zagrożonych i trudno dost¹pnych miejsc, a w akcjach gospodarczych przenoszono opakowane *ładunki* z jednego miejsca na drugie. Duże ch³odnice silnika, w tym jedna z regulacj¹ ch³odzenia, pozwalały na u¹żytkowanie *emig³owca* w róż-nych warunkach klimatycznych, co wydatnie podnosi³o walory eksploatacyjne maszyny.

W jednostkach wojskowych SM-2 rozpocz³ęły s³u¹żb¹e w 1961 r., pe³ni¹c j¹ do dzisiaj, obok innych *emig³owców* wielozadaniowych. Maszyny te wykorzystywano w lotnictwie wojsk l¹dowych przeważnie do lotów ³¹cznikowych i sanitarnych. Stosowano je również w



Rys. 158. SM-2 w wersji sanitarnej (fot. Andrzej Morga³a)



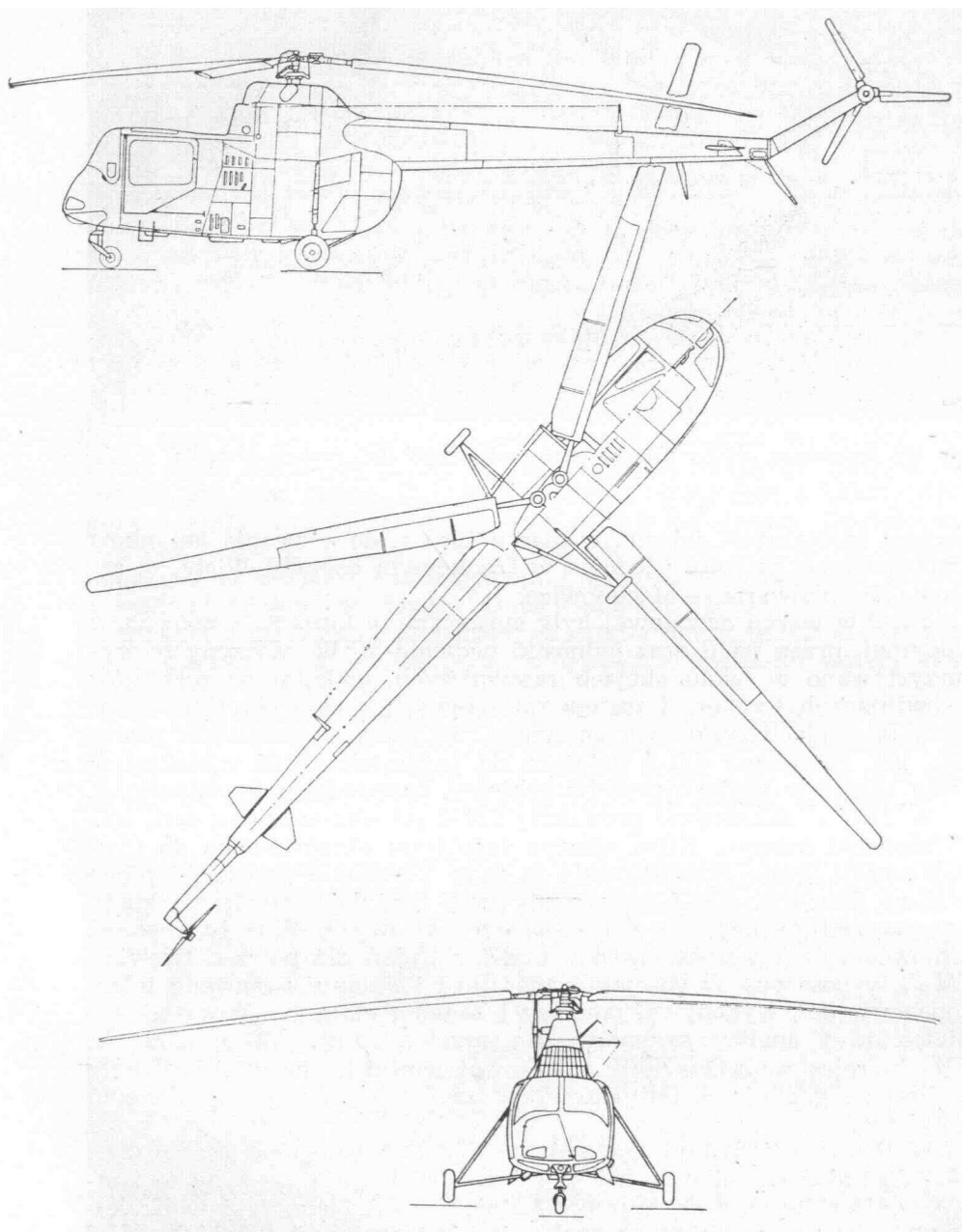
. *Emig³owiec* SM-2 z ostatniej serii produkcyjnej (fot. Andrzej Morga³a)

akcjach specjalnych, jak np. w marcu 1963 r. do zrzucania *ładunków* wybuchowych na zatopy lodowe w *średnim* odcinku Wis³y, w rejonie Góra Kalwaria — Maciejowice.

SM-2 w wersji d¹wigowej by³y stosowane w lotnictwie marynarki wojennej, przez WOP oraz jednostki podleg³e MSW. Maszyny te wykorzystywano w wielu akcjach ratowniczych, podejmuj¹c rozbitków z dryfuj¹cych wraków i tratw ratunkowych, osoby oczekuj¹ce pomocy w akcjach pogotowia górskiego, na terenach odci¹tych powodzi¹ itd. Patrolowe SM-2 nale¹ce do jednostek MSW wielokrotnie brały udział w akcjach przeciw groźnym przest¹pcom kryminalnym.

W 1961 r. zakończono produkcj¹e SM-2 po wypuszczeniu serii kilkudziesięciu maszyn. Kilka maszyn tego typu eksportowano do Czechos³owacji, gdzie eksploatowa³o je m.in. s³owackie przedsiębiorstwo lotnicze Slov-Air. SM-2 wykorzystywano tam do sprawdzania stanu linii wysokiego napi¹cia i ruroci¹gów naftowych. S³u¹żyły również filmowcom oraz ³¹czno¹ciowcom. Podczas badań d³a potrzeb telewizyj SM-2, wyposażony w specjaln¹ aparatur¹e i anteny wysuwane teleskopowo w d³, wykonywa³ pomiary i badania m.in. z zakresu częstotliw¹ociowej analizy sygnałów. Na prze³omie 1975/76 r. s³owacki SM-2, z rejestracj¹ OK-HOY, odby³ swój ostatni lot na lotnisko Kbely w Pradze, gdzie pozosta³ jako eksponat czechos³owackiego Muzeum Lotnictwa.

W Polsce Pojedyncze egzemplarze SM-2 s¹ u¹żywane jeszcze (rys. 159) do zadań ³¹cznikowych i patrolowych. Obecnie maszyny te kończ¹ swoje resursy, a do Muzeum Lotnictwa i Astronautyki w Krakowie przekazano prototyp ze znakami rejestracyjnymi SP-SAP SM-2 stanowi³y wa¹żny etap w rozwoju rodziny polskich *emig³owców*. Pozwoliły na zebranie doświadczeń eksploatacyjnych, które b¹d¹ wykorzystane przy projektowaniu i budowie następnych konstrukcji *emig³owcowych*.



Rys. 160. Sylwetka śmigłowca SM-2

Przeznaczenie, konstrukcja, wyposażenie

Śmigłowiec wielozadaniowy: ³¹cznikowo-pasażerski, patrolowy, sanitarny i ratowniczy. Układ jednowirnikowy ze śmigłem ogonowym. Konstrukcja całkowicie metalowa. Na pokładzie mieści się 5 osób: 1 pilot + 4 pasażerów (rys. 160).

Kadłub w części przedniej ma konstrukcję półskorupową¹, mocowaną do kratownicy w spodzie kabiny. Środkowa część jest wykonana w postaci kratownicy przestrzennej, spawanej z rur stalowych i mieści w sobie silnik, przekładnię napędu wirnika głównego, wprowadzenie napędu śmigła ogonowego oraz sprzęgło tarczowo-kółowe. W części górnej, nad kabiną¹, znajduje się duży chwyt powietrza chłodzącego silnik. • dwóch stron kadłuba są chwyt powietrza do chłodnicy oleju, a u dołu po obu stronach wyloty rur wydechowych, zaopatrzone w tłumiki. Belka ogonowa, półskorupowa¹, mieści w sobie wyposażenie radiowo-nawigacyjne.

Wirnik nośny — trójłopatowy z łopatkami o konstrukcji mieszanej. Dźwigar wykonany jest z rury stalowej o zmiennym przekroju wzdłuż rozpiętości. Łebs drewniane. Pokrycie częściowo ze sklejki, częściowo z płótna.

Podwozie trójpodporowe, stałe. Koło przednie, samonastawne, z wahaczem. Amortyzatory olejowo-powietrzne.

Zespół napędowy stanowi 7-cylindrowy silnik gwiazdowy Lit-3 (licencyjna wersja silnika AI-26W) o mocy startowej 423 kW (575 KM), trwałej 309 kW (420 KM) i przelotowej 239 kW (325 KM). Zbiornik stały paliwa o pojemności 240 dm³, zbiornik oleju 28 dm³, dodatkowy zbiornik paliwa 135 dm³.

W skład wyposażenia wchodzi: radiostacja UKF, radiowysokościomierz, automatyczny radiokompas, elektrorakietnica sygnalizacyjna i reflektor szperacz.

Dane techniczne SM-2 w wersji ³¹cznikowo-pasażerskiej

Wymiary: średnica wirnika nośnego 14,346 m, długość bez wirnika nośnego i śmigła ogonowego 12,083 m, długość przy obracającym się wirniku i śmigle ogonowym 16,973 m, wysokość 3,300 m.

Masy: własna 1890 kg, użyteczna 603 kg, całkowita 2493 kg.

Osłogi: prędkość maksymalna 170 km/h, prędkość wznoszenia 2,6 m/s, czas wznoszenia na 1000 m 6,5 min., pułap 3500 m, zasięg 310 km.

W 1960 r. opracowano w biurze konstrukcyjnym kierowanym przez M. L. Miła nowy śmigłowiec W-2, który nawiązywał do znanego i wypróbowanego Mi-1. Podstawową różnicę stanowił napęd. Zamiast silnika tłokowego zastosowano dwa turbinowe silniki odrzutowe GTD-350 konstrukcji S. Izotowa, każdy rozwijający na wale turbiny moc 294 kW (400 KM), przy ciężarze własnym, wynoszącym 25% ciężaru silnika tłokowego, stanowił tego napęd śmigłowca Mi-1.

W wyniku wprowadzenia zespolonego napędu śmigłowca W-2

wzrosła dwukrotnie w stosunku do *Mi-1*. Małe gabaryty nowych silników pozwoliły na usytuowanie zespołu z przekładnią główną ponad kabiną pasażersko-ładunkową, pozwalając na pełniejsze wykorzystanie wnętrza kadłuba dla pomieszczenia osób lub ładunków. W przypadku awarii jednego silnika *Mi-2* możliwe jest kontynuowanie lotu tylko na drugim silniku, przy czym automatycznie następuje zwiększenie jego mocy. Podnosi to wydatnie bezpieczeństwo lotu, zwiększając walory eksploatacyjne śmigłowca. Na bezpieczeństwo lotu wpływa również zastosowanie instalacji przeciwoblodzeniowej i przeciwpożarowej. Wysoki komfort podróży zapewnia funkcjonalnie zagospodarowana kabina oraz instalacja ogrzewania i wentylacji. Ponadto kabina pilota i pasażerów ma racjonalnie rozwiązane oświetlenie lampami umieszczonymi w suficie i skuteczną izolację ciepła i dźwiękochłonną. Bogate wyposażenie śmigłowca w przyrządy pilotажowe i radionawigacyjne pozwala na stosowanie maszyny w różnych warunkach atmosferycznych i klimatycznych zarówno w dzień, jak i w nocy.

Pierwszy prototyp W-2 był gotowy na początku października 1961 r. Próby trwały blisko rok, a w dniu 25 IX 1962 r. urządzono pokaz, demonstrując nową konstrukcję przedstawicielom centralnych organów partyjnych i rządu ZSRR. W maju 1963 r. na jednym z prototypów pilot doświadczalny B. Anapow ustanowił międzynarodowy rekord prędkości 253,8 km/h na trasie zamkniętej 100 km. W czerwcu 1966 r. rekord został poprawiony do 269,4 km/h przez kobietę — również pilotkę doświadczalną — Tatjanę Russian.

Śmigłowiec, który otrzymał w międzyczasie oznaczenie *Mi-2*, okazał się w wyniku badań w locie oraz eksploatacji próbnej konstrukcją nadzwyczaj udaną, budząc zrozumiałe zainteresowanie w Kraju Rad i za granicą. Na sukces zdobyły się wiedza i głębokie zaangażowanie pracowników biura konstrukcyjnego oraz bogate doświadczenia, uzyskane przy eksploatacji i rozwoju poprzednich konstrukcji śmigłowców.

W 1963 r. zostały przeprowadzone pierwsze rozmowy pomiędzy przedstawicielami przemysłów lotniczych Związku Radzieckiego i Polski, w których podjęto rozważania na temat możliwości produkcji w Polsce śmigłowca *Mi-2*, nie produkowanego seryjnie w Związku Radzieckim. Śmigłowiec początkowo otrzymał oznaczenie *SM-3*, ale później powrócono do oznaczenia *Mi-2*.

W styczniu 1964 r. podpisano porozumienie pomiędzy rządem Polski i ZSRR o powierzeniu polskiemu przemysłowi lotniczemu licencyjnej produkcji śmigłowca *Mi-2* i silników *GTD-350*, z gwarancją zakupu przez Związek Radziecki odpowiedniej liczby śmigłowców, silników zapasowych i części zamiennych. Produkcję śmigłowców powierzono Wytwórni Sprzętu Komunikacyjnego w Łwidniku, a produkcję silników — WSK Rzeszów. Przemysł radziecki przyszedł tutaj z daleko idącą wszechstronną pomocą w okresie uruchamiania produkcji i to zarówno w opanowaniu procesów technologicznych, jak i poprzez dostawy obrabiarek, urządzeń i materiałów oraz w postaci konsultacji udzielanych przez radzieckich specjalistów. Zadanie postawione przed wytwórnią było trudne do wykonania, ponieważ produkcję licencyjną uruchamia się na podstawie dostarczonej dokumentacji — seryjnej, sprawdzonej w procesach wytwarzania. W przypadku *Mi-2* przemysł otrzymał tylko projekt prototypu, a dokumen-

tacja seryjna z części technologiczną i organizacyjną musiała być opracowana przez polskie biura projektowe.

Pomimo tych trudności WSK Łwidnik i WSK Rzeszów w krótkim czasie opanowały nowe procesy technologiczne i produkcyjne. Pierwszy śmigłowiec, zmontowany z zespołów radzieckich, został oblatany 26 VIII 1965 r. Premierowy lot pierwszego *Mi-2*, wyprodukowanego całkowicie w Łwidniku i noszącego numer 320001, został wykonany 4 XI 1965 r. Od 1966 r. ruszyła pełna produkcja zarówno w WSK Łwidnik, jak i w WSK Rzeszów, gdzie oprócz silników *GTD-350* produkowano również przekładnie główne *WR-2*. Większość wyprodukowanych maszyn przeznaczona jest na eksport — głównie do Związku Radzieckiego, gdzie użytkownicy wyrażają się z uznaniem o *Mi-2*, wytwarzanym w całości przez polski przemysł lotniczy. Podobnie biuro konstrukcyjne im. Miła wydało bardzo dobrą opinię na temat jakości produkowanych u nas maszyn. Łwidnicki *Mi-2* (rys. 161) stanowił bardzo duży postęp w stosunku do *SM-1* i *SM-2*. Przez kilka lat był jedynym produkowanym seryjnie dwusilnikowym lekkim śmigłowcem. Dopiero 6 lat później wszedł do produkcji amerykański dwusilnikowy śmigłowiec *Bell-212*.

Mi-2 jest uniwersalnym śmigłowcem wielozadaniowym, a istotną cechą jego konstrukcji jest możliwość szybkiej przemiany z jednej wersji na drugą. Czynności takie można wykonać nawet w warunkach polowych, a to dzięki daleko posuniętej unifikacji elementów. Wskutek tego przystosowanie do odmiennych zadań wymaga jedynie zdjęcia wyposażenia właściwego dla danej wersji i zabudowania drugiego



Rys. 161. Śmigłowiec *Mi-2* z pierwszej serii produkcyjnej (fot. WAF)



Rys. 162. Wersja pasażersko-³¹cznikowa (fot. Andrzej Morgata)

dla wersji potrzebnej w innych warunkach, bez dokonywania zmian głównych elementów konstrukcyjnych. W pierwszych seriach produkcyjnych wypuszczano w³aŝnie taki uniwersalny wariant, który za³e³nie od potrzeb mo³na by³o przeobra³aæ w ãmig³owiec pasażersko-³¹cznikowy (rys. 162), transportowy lub sanitarny. Wersja pasażerska mog³a pomieœciæ 6 do 8 pasażerów i pilota. Wersja transportowa s³u³y do przewozu ładunków o masie od 700 kg wewn¹trz kabiny ładunkowej lub ładunku o du³ych gabarytach i o masie do 800 kg, podwieszonego na zewnêtrznych zaczepach. Dla u³atwienia za³adowania ãmig³owiec ma d³wig elektryczny, który za pomoc¹ wci¹gnika umieszczonego nad drzwiami kabiny mo³e podnosiæ ładunki o masie do 120 kg. W wersji sanitarnej *Mi-2* przewozi w kabinie 4 chorych na noszach, lekarza i sprzêt medyczny.

Od chwili uruchomienia produkcji seryjnej *Mi-2* Oœrodek Badawczo-Rozwojowy przy WSK ãwidnik podj¹³ prace nad przystosowaniem ãmig³owca do ró³nych celów specjalnych. Opracowano szereg nastêpnych wersji: szkolno-treningow¹, rolnic¹, aerofotogrametryczn¹, termowizyjn¹, retransmisyjn¹ TVP, transportowo-d³wigow¹, morski ratownic¹, wodn¹ na p³ywakach, polarn¹, wojskow¹ itd. Oryginaln¹ wersjê szkoln¹ opracowano na podstawie zamówienia odbiorców w zespole kierowanym przez in³. Z. Profeta i in³. St. Bielaka. Po wykonaniu makiety, a nastêpnie prototypu, przeprowadzono próby kontrolne, które wykaza³y prawid³owoœæ przyjêtych rozwi³zań konstrukcyjnych. *Mi-2* w wersji szkolnej zosta³ oddany do produkcji seryjnej. W produkcji równie³ znajduj¹ siê: wersja rolnicza, która wykonywana jest przewa³nie dla odbiorców zagranicznych oraz wersja aerofotogrametryczna, budowana na zamówienie przedsiêbiorstw specjalistycznych

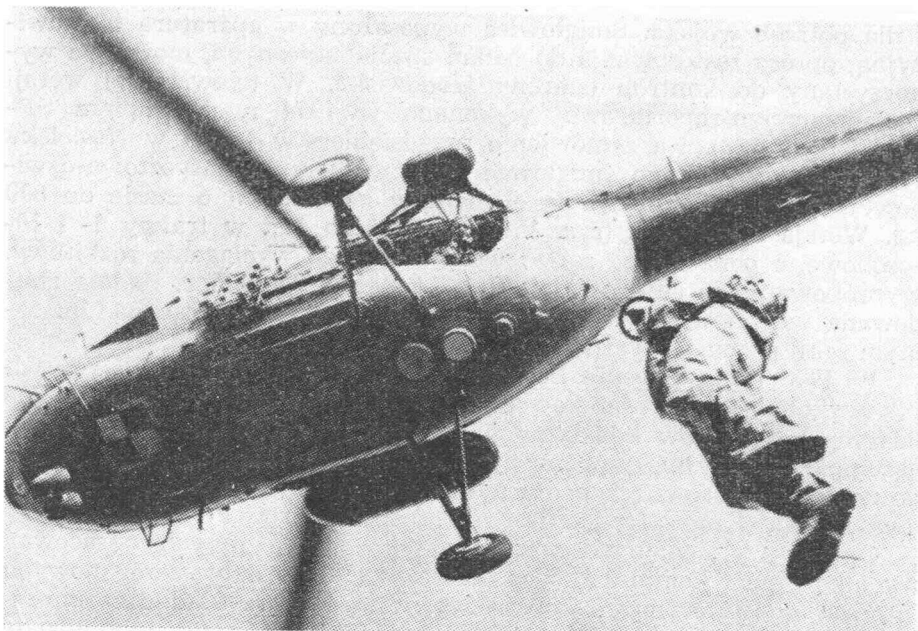
i dla potrzeb wojska. ãmig³owiec wyposażony w aparaturê termowizyjn¹, oprócz zastosowania do badañ specjalistycznych, mo³e byæ wykorzystany do kontroli ochrony œrodowiska. W telewizyjnej wersji retransmisyjno-reporta³owej wykonano w 1974 r. egzemplarz SP-TVA (rys. 163). Na zamówienie przedsiêbiorstw Instal w Nasielsku i Mostostal wykonano ãmig³owce *Mi-2* w wersji transportowo-d³wigowej, zdolnej do uniesienia elementów konstrukcji o masie do 800 kg. Wersja ratownicza (rys. 164) wyposażona jest w tratwy 6- i 10-osobowe, a ponadto ma zabudowany d³wig do wyci¹gania rozbitków, wypróbowany na ãmig³owcach *SM-1* i *SM-2*. W 1975 r. zosta³a zbudowana wersja wodna na dwóch p³ywakach, przechodz¹c w tym samym roku próby fabryczne i u³ytkowe.

W 1978 r. na zlecenie Polskiej Akademii Nauk WSK-PZL ãwidnik wykona³a cztery ãmig³owce w wersji polarnej, przeznaczone dla naszych naukowców i badaczy na Anataktydzie. S¹ to standardowe egzemplarze seryjne, wyposażone dodatkowo w specjalne urz¹dzenia do nawigacji w rejonach podbiegunowych, zmodyfikowane radiostacje, dwa rodzaje kamer fotograficznych, zespolone reflektory itd.

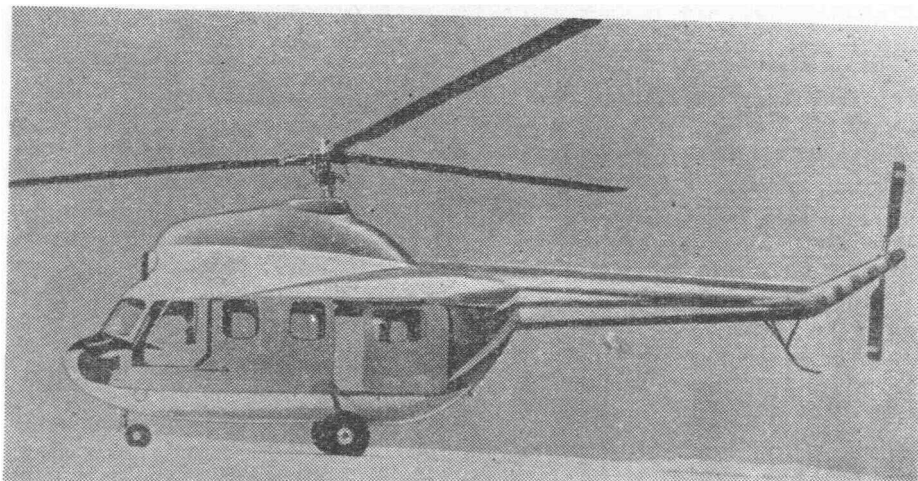
Oprócz wymienionych wersji podjêto szereg innych opracowañ wycinkowych i kompleksowych, które w efekcie da³y szereg nowych interesuj¹cych rozwi³zań konstrukcyjnych. Na przyk³ad dla zmniejszenia ciê¿aru w³asnego ãmig³owca opracowano przy wspó³udziale



Rys. 163. *Mi-2* w wersji retransmisyjnej TV (fot. Wac³aw Hoty³)



Rys. 164. Mi-2 w wersji ratowniczej (fot. WAF)



. Zmodernizowany wariant Mi-2M

-pracowników IL, OBR WSK Łwidnik i BK WSK Rzeszów projekt przek³adni planetarnej, która pozwoli³a na zmniejszenie masy grupy napêdowej o oko³o 60 kg. Ponadto wprowadzono do prób wirnik noœny o ³opatach laminarnych, by³a to kontynuacja prac rozpoczêtych przy œmig³owcach SM-2 i SM-4 £¹tka. Poza tym przeprowadzono szereg drobniejszych prac konstrukcyjnych, zwi¹zanych z modernizacj¹ p³ozy ogonowej i statecznika, zastosowania nart, podwozia p³ywakowego itd. W 1968 r. opracowano w OBR Łwidnik, w zespole kie-

rowanym przez mgr. inŹ. M. Czerwiñskiego, dokumentacjê konstrukcyjn¹ nowego kad³uba i podwozia. Dziêki wyrównanemu poziomowi pod³ogi otrzymano wiêksz¹ pojemnoœciowe kabinê ³adunkow¹. Wiêksza wysokoœæ kabiny oraz czworo przesuwanych do ty³u drzwi stworzy³y wersjê œmig³owca o wyŹszych walorach uŹytkowych. Oprócz tego zmodernizowano instalacjê silnikow¹ i czêœæ wyposaŹenia, zw³aszcza radiowego. Êmig³owiec ma mocniejsze silniki GTD-350P o mocy 2 X 331 kW (2 X 450 KM) i moŹe zabieraæ wiêkszy zapas paliwa, a w wersji pasażerskiej — mieœci 11 + 1 osób, zamiast, jak dotychczas, 8 + 1. Zwiêkszenie rozstawu kó³ podwozia polepszy³o warunki ko³owania na miêkkim pod³oŹu. Zmodyfikowany wariant otrzyma³ oznaczenie Mi-2M (rys. 165), a jego prototyp zosta³ oblatany 1 lipca 1974 r. Maszyna ta ze znakami SP-PSK by³a pokazana na Polskiej Wystawie Gospodarczej, obrazuj¹cej osi¹gniêcia 30-lecia PRL, zorganizowanej w Moskwie od 17 VII do 18 VIII 1974 r. W tym samym roku wytwórnia w Łwidniku wypuœci³a pierwsz¹ seriê œmig³owców Mi-2M.

Interesuj¹cy inny projekt wersji rozwojowej Mi-2 opracowano m.in. równieŹ w OBR Łwidnik. Maszyna odznacza³a siê usytuowaniem silników w tandem, co dawa³o mniejszy przekrój poprzeczny. Zamiast belki ogonowej zastosowano przed³uŹony kad³ub, zwêŹaj¹cy siê ku koñcowi i dochodz¹cy aŹ do belki ukoœnej. Dawa³o to wiêksz¹ powierzchniê ³adunkow¹ i pozwoli³o na przewóz ³adunków d³uŹszych lub bardziej przestrzennych. Przeprojektowano wirnik noœny, dwu³opatowe œmig³o ogonowe zast¹piono trój³opatowym, zastosowano os³ony g³owic i przegubów na wirniku i œmigle ogonowym, wprowadzono zmiany w podwoziu itd. Dla amerykañskiej firmy Spitfire Helicopter opracowano w 1978 r. wersjê PZL Mi-2 Taurus II napêdzan¹ dwoma silnikami Allison 250. Model œmig³owca Taurus II jest wystawiany jako oferta handlowa na rynek amerykañski. Prototyp wersji eksportowej, czyli PZL Kania, zosta³ zbudowany wiosn¹ 1979 r. Pierwszy lot wykonano 3 VI 1979 r. Oblatywaczem by³ pilot doœwiadczalny WSK PZL-Łwidnik mgr inŹ. Zbigniew D¹bski. Prace nad rozwojem œmig³owca trwaj¹ nadal, a konstruktorzy zmierzaj¹ do osi¹gniêcia nowych doskonalszych rozwi¹zañ jego konstrukcji.

Znaczny wysiêk w³oŹono w przed³uŹenie Źywotnoœci silników turbinowych GTD-350. Gdy 1965 r. rzeszowska WSK przystêpowa³a do produkcji tych jednostek napêdowych, okres miêdzyremontowy wynosi³ dla nich zaledwie 200 godzin. PoniewaŹ Źywotnoœæ samego Mi-2 jest obliczona na 1000 godzin lotu, œmig³owiec wymaga³ pocz¹tkowo piêciokrotnej wymiany jednostek napêdowych, czyli ³¹cznie aŹ 10 silników. Potrzeba zwiêkszenia Źywotnoœci silników sta³a siê wiêc piln¹ koniecznoœci¹. Pocz¹tek dali konstruktorzy radzieccy, którzy podjêli prace w tym kierunku, zwiêkszaj¹c okres dzia³ania silnika do 500 godzin. Dalsze prace sta³y siê juŹ udzia³em polskich fachowców z rzeszowskiej WSK. Dokonano tam szeregu zmian konstrukcyjnych i technologicznych, co pozwoli³o przy zachowaniu wszystkich dotychczasowych parametrów technicznych silnika zwiêkszyæ jego Źywotnoœæ pocz¹tkowo do 750 godzin, a nastêpnie do 1000 godzin. PoniewaŹ silniki tego rodzaju moŹna teoretycznie poddawaæ remontowi 3 do 4 razy, s³uŹy on zatem do 4000 godzin, a przy oszczêdnej i racjonalnej eksploatacji moŹe pracowaæ nawet do 8000 godzin. Źywotnoœæ samego silnika jest zatem obecnie znacznie d³uŹsza niŹ ca³ego œmig³owca.

Prace w tym zakresie trwają nadal, zmierzając do przedłużenia okresu międzyremontowego o dalsze 200—250 godzin.

W 1965 r. rozpoczęła się eksport śmigłowców *Mi-2*. Egzemplarz ekspozycyjny w wersji pasażerskiej ze znakami SP-PSZ był wystawiony i demonstrowany w locie na Salonie Paryskim w 1967 r. Największym odbiorcą tych maszyn jest jednak Związek Radziecki i kraje socjalistyczne. Podstawową wersją eksportową jest *Mi-2* pasażersko-techniczny, chociaż nie brakuje i wersji specjalnych. W 1973 r. Czechosłowacja zakupiła *Mi-2* ze specjalnym wyposażeniem dla kontroli ruchu drogowego. Na zamówienie Bułgarii w 1974 r. *Mi-2* wyposażono w specjalne urządzenia radarowe do wykrywania zanieczyszczeń wód Morza Czarnego. Śmigłowce w wersji rolniczej stosowane są w Polsce, na Węgrzech, w Iraku, Iranie, Jugosławii i w Libanie. W 1975 r. odbył się pierwszy w historii naszego lotnictwa przelot śmigłowca na trasie 4300 km, etapami Kraków — Budapeszt — Belgrad — Dubrownik — Neapol — Palermo — Tunis — Trypolis i dalej w głąb Libii. Lot miał na celu dostarczenie maszyny na miejsce w celu przeprowadzenia zabiegów ochronnych plantacji palm daktylowych w oazie położonej 700 km w głąbi Pustyni Libijskiej. *Mi-2* był pilotowany przez znanego oblatywacza z I Ł mgr. inż. Ryszarda Witkowskiego. Eksperyment zakończył się pełnym sukcesem, przyczyniając się do dalszego wzrostu zainteresowania śmigłowcami polskiej produkcji. *Mi-2* w wersji rolniczej są użytkowane również w Polsce. W tym celu utworzono w WSK PZL Świdnik specjalny oddział agrolotnictwa śmigłowcowego, wykonujący prace aeroagro i zapewniający pełny serwis obsługi maszyn.

W marcu 1968 r. wprowadzono do wyposażenia lotnictwa wojskowego śmigłowce *Mi-2* początkowo w wersji transportowo-pasażerskiej dla 6—8 osób lub 700 kg ładunku, a następnie transportowo-sanitarnej dla 4 chorych na noszach lub przewozu ładunków oraz szkolno-transportowej z podwójnym układem sterowania, którą można również wykorzystywać do przewozu wojska albo zaopatrzenia bojowego. Później wprowadzono wersje ratowniczą i uzbrojoną (rys. 166).

Prace nad uzbrojeniem śmigłowców prowadzono w naszym kraju od kilku lat. W efekcie otrzymano wypróbowaną i efektywną wersję szturmową, odznaczającą się wysokimi walorami bojowymi. Wśród państw sygnatariuszy Układu Warszawskiego Polska odegrała pionierską rolę w opracowaniu uzbrojenia i wyposażenia lekkiego śmigłowca bojowego, stanowił o tym wersję *Mi-2*. Za prace nad uzbrojeniem śmigłowca zespoły WSK PZL-Świdnik i instytucji współpracujących otrzymały kilkakrotnie Nagrodę Ministra Obrony Narodowej w Dziedzinie Nauki i Techniki.

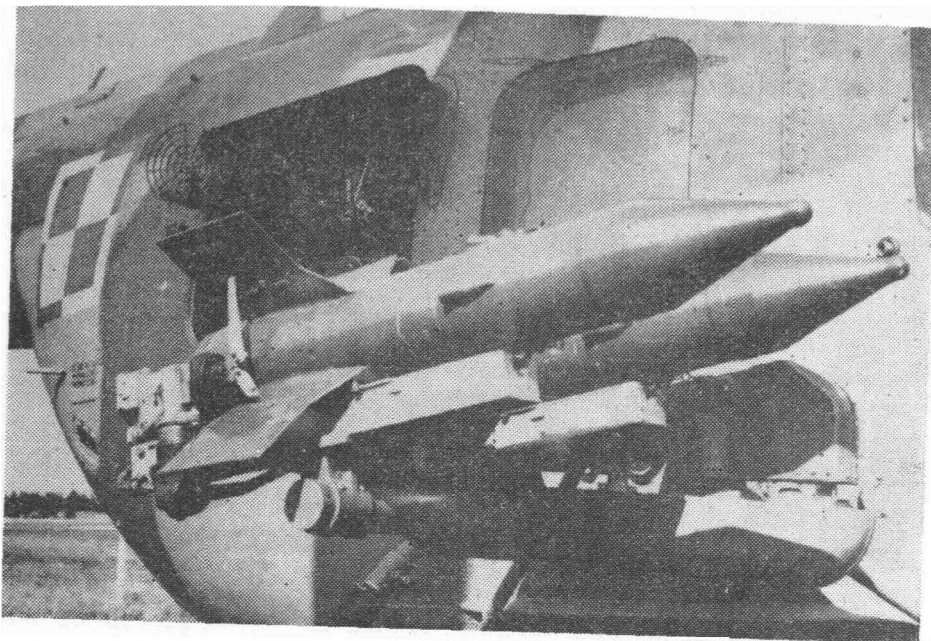
Śmigowiec dostosowany do walki z celami stanowi jeden z nowoczesniejszych środków przeciwpancernych, a ze względu na stosunkowo dużą prędkość przemieszczania jest najbardziej manewrowym środkiem walki z bronią pancerną. Śmigłowce można stosować również do zwalczania innych celów. Uzbrojenie zależy wówczas od charakteru wykonywanego zadania. Karabiny maszynowe i działka służą do rażenia celów odkrytych na odległość 1000 do 3000 m, a pociski rakietowe do niszczenia ruchomych celów opancerzonych i innych znajdujących się w ukryciu. Podstawę większości kombinacji uzbrojenia stanowi jednak niekierowane pociski rakietowe stabilizowane obrotowo z głowicami odłamkowo-burzącymi lub przeciwpan-



Rys. 166. Wersja uzbrojona *Mi-2* (fot. WAF)

cernymi kumulacyjnymi i innymi. NPR rażą cele powierzchniowe na odległość do 2500 m. Przeciwpancerne pociski kierowane, stabilizowane brzechwami, stosowane są do zwalczania wozów bojowych. Uzbrojone w głowice kumulacyjnego działania kierowane są z pokładu śmigłowca sygnałem sterującym, przesyłanym przewodem do pocisku. Razią nimi można zarówno w locie, jak i z zasadzek naziemnych, w dobrze zamaskowanych miejscach. Wyrzutnie przeciwpancernych kierowanych pocisków rakietowych montowane są na specjalnych wysięgnikach przykadłubowych — po bokach śmigłowca. Jeden śmigowiec może być uzbrojony w 4 do 6 pocisków, rozwijających prędkość 100—250 m/s.

Uzbrojoną wersję *Mi-2* pokazano na Centralnej Wojskowej Wystawie Wynałazczości i Racjonalizacji w Warszawie we wrześniu i październiku 1973 r. Ekspozowano tam m.in. *Mi-2* z rakietowym uzbrojeniem stałym na wysięgnikach (rys. 167) i z ruchomym stanowiskiem strzeleckim, na którym był zabudowany k.m. kał. 7,62 mm z celownikiem przeziernikowym (rys. 168). Większą liczbę tych maszyn zaprezentowano w locie przed publicznością podczas Parady XXX-lecia 22 VII 1974 r. nad placem Defilad w Warszawie. Śmigłowce *Mi-2* uzbrojone w pociski rakietowe były stosowane m.in. w czasie ćwiczeń „Tarcza 76” Zjednoczonych Sił Zbrojnych Państw Członków Układu Warszawskiego, odbywających się w październiku 1976 r. na północno-zachodnich obszarach Polski. Uzbrojone śmigłowce, służące do bezpośredniego wsparcia ogniem wojska, coraz częściej pojawiają się podczas ćwiczeń, a obecnie ich nadziałajacymi na lądzie wojskami jest dzisiaj zjawiskiem prawie codziennym. Oprócz nich śmigłowce transportowo-techniczne *Mi-2* służą w wojskach zmechanizowanych do przerzutu oddziałów desantowych, ewakuacji rannych z pola walki, transportu zaopatrzenia bojowego, korygowania ognia artylerii, wykonywania rozpoznania powietrznego i zadań aerofoto.



Rys. 167, Pociski rakietowe podwieszone na śmigłowcu Mi-2 (fot. WAF)



na śmigłowcu Mi-2

Polskie lotnictwo sanitarne wprowadziło do użytku pierwsze dwa śmigłowce Mi-2 w III kwartale 1972 r. Otrzymały je zespoły lotnictwa sanitarnego w Warszawie i w Katowicach. Do 1980 r. planowany jest zakup dalszych 15 maszyn tego typu, które całkowicie zastąpiły wysłużone SM-1 i SM-2. Z inicjatywy Dowództwa Wojsk Lotniczych i Szefostwa Służby Zdrowia MON zespół specjalistów wojskowych przebudował śmigłowce Mi-2 na powietrzną karetkę reanimacyjną Mi-2R. W dniu 12 XII 1975 r. przekazano maszynę do eksploatacji Wojskowej Służbie Zdrowia. Mi-2R wykonuje loty zarówno w dzień jak i w nocy, przy prędkości wiatru 18 m/s i do wysokości 2000 m.

Śmigłowce Mi-2 wykorzystywane są przy robotach montażowych. Prototypowej śmigłowca Mi-2 został praktycznie wypróbowany 16 IX 1973 r. przez pilotów doświadczalnych WSK Łwów inż. Janusza Ochali i inż. Tadeusza Papajskiego. Wykonano wówczas po raz pierwszy ze śmigłowca Mi-2 montaż konstrukcji, którą była telewizyjna antena nadawcza dla programu II, ustawiona na XI-piętrowym wieżowcu w Lublinie. Operacja zakończyła się pełnym powodzeniem.

Mi-2 stosowane są także w Polsce przez patrole milicyjne. Organa kontroli drogowej MO operują z pokładów śmigłowców, szczególnie podczas natężenia ruchu na szosach, skutecznie czuwają nad bezpieczeństwem jadących i pieszych. Poza tym patrolowe Mi-2 wykorzystywane są przez Przedsiębiorstwo Usług Lotniczych „Aeropol” do kontroli stanu linii energetycznych najwyższych napięć i magistrali gazowych.

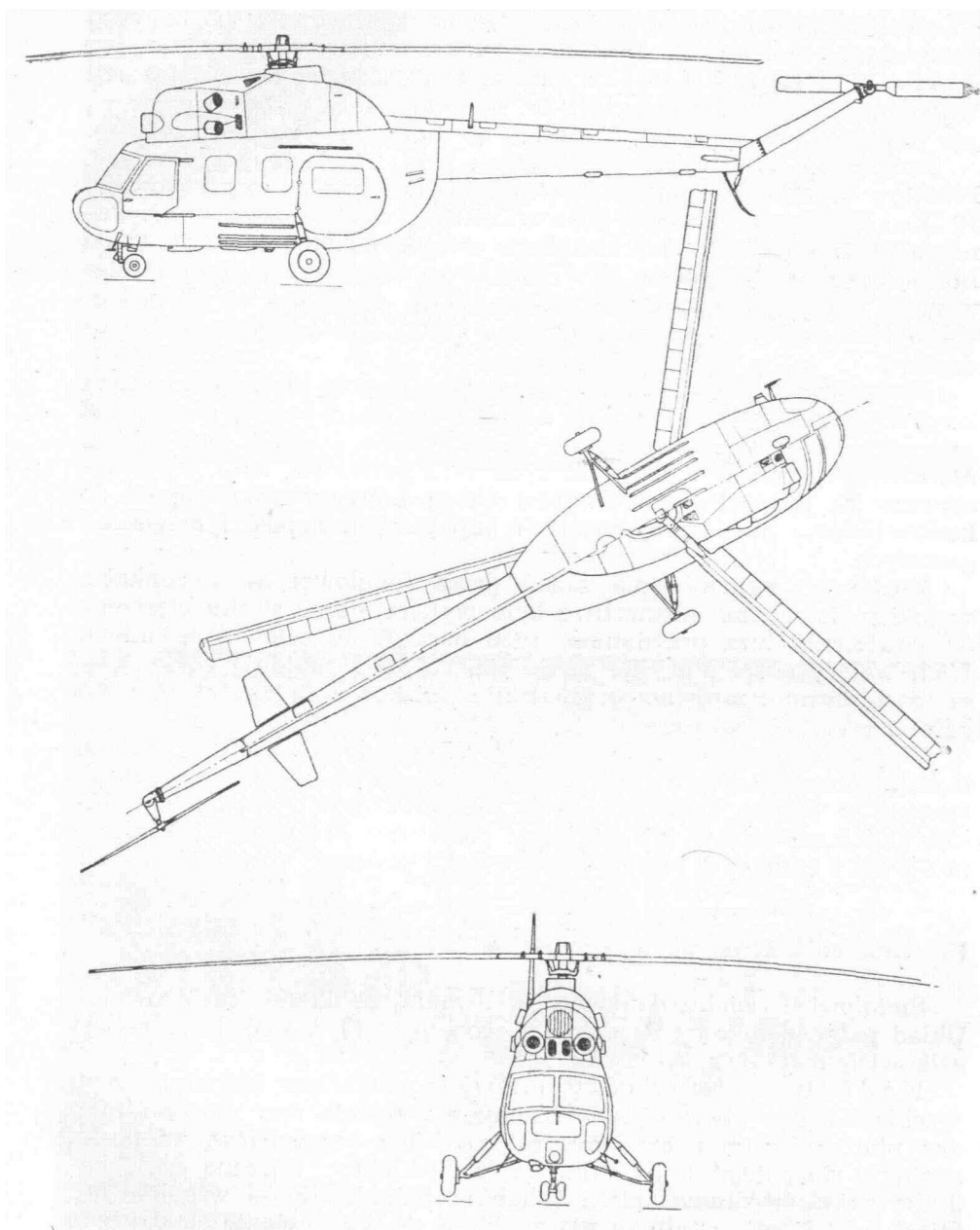
Możliwość wykonywania zadań przez śmigłowce w warunkach w jakich dotychczas niemożliwe było wykorzystanie statku cięższego od powietrza, duża przydatność tych maszyn do celów specjalnych i ich walory eksploatacyjne sprawiają, że Mi-2 znajdują coraz szersze zastosowanie zarówno w dziedzinie wojskowości, jak i w różnych gałęziach gospodarki narodowej.

W drugiej połowie września 1979 r. pilot doświadczalny inż. Jan Ochalek dokonał oblotu trzytyśięcznego śmigłowca Mi-2 wyprodukowanego w Polsce. Ilość wiropłatów zbudowanych przez WSK PZL-Swidnik zapewnia w tej dziedzinie polskiemu przemysłowi lotniczemu jedno z czołowych miejsc w Europie.

Przeznaczenie, konstrukcja, wyposażenie

Śmigowiec wielozadaniowy, z dwoma silnikami turbinowymi Układ jednowirnikowy ze śmigłem ogonowym (rys. 169). Konstrukcja całkowicie metalowa.

Kadłub — półskorupowy, ma wiele elementów klejonych typu przekładowego (dwie cienkie blachy z wypełniaczem ulowym między nimi). Kadłub podzielony jest na kilka przedziałów. W nosku znajduje się pojemnik na akumulator i reflektor. Znacznie część kadłuba zajmuje kabina pilota i kabina ładunkowa — wspólna bez ścianki dzielącej, z tym że na niej nie znajduje się wyposażenie elektryczne i radiowe. Na płycie sufitowej umieszczony jest zespół napędowy z przekładnią główną. Podłogę w części przedniej stanowi keson będący jednocześnie oporą podwozia, pojemnikiem miękkiego zbiornika paliwa i podstawą foteli pasażerów. Drzwi dla pilota znajdują się po



Rys. 169. Sylwetka śmigłowca Mi-2

obydwóch stronach kadłuba. Śmigłowce pierwszych serii nie miały drzwi z lewej strony obok stanowiska pilota, jedynie odsuwane duże okno. W późniejszych seriach wprowadzono w tym miejscu drzwi odsuwane do tyłu lub otwierane zawiasowo, tak samo jak drzwi z prawej strony. Do kabiny pasażersko-ładunkowej prowadzi drzwi otwierane zawiasowo, umieszczone po lewej stronie kadłuba. Do części tylnej kadłuba przymocowana jest belka ogonowa, połączona z ukłoniem belki końcowej, w której znajduje się przekładnia śmigła ogonowego. Belka ogonowa ma konstrukcję półskorupową, a belka końcowa czystą konstrukcję skorupową. Nad belką ogonową pod owiewką przechodzi wa napędzający śmigło ogonowe. W tyle po obu stronach belki ogonowej zabudowany jest statecznik poziomy. Sterowanie statecznikiem jest sprzężone ze sterowaniem skokiem ogólnym wirnika nośnego dla zapewnienia minimalnego oporu kadłuba w całym zakresie prędkości lotu.

Wirnik nośny składa się z trzech łopatek o konstrukcji mieszanej i obrysie prostokątnym. Łopaty mają dźwigary wykonane ze stopu lekkiego, do którego są przyklejone segmenty krawędzi natarcia i części spływowej. W krawędzi natarcia mieści się elektryczna instalacja przeciwbłędzeniowa. Sterowanie wirnikiem dokonywane jest z wykorzystaniem wzmacniaczy hydraulicznych.

Podwozie — trójpodporowe, z przednim kółkiem. Podwozie główne trójgoleniowe. Amortyzatory olejowo-gazowe (azot), hamulce tarczowe. Podwozie przednie z podwójnym kołem, samonastawne. Na końcu belki ogonowej znajduje się poza sobą do osłony śmigła ogonowego przed zetknięciem się z ziemią.

Zespół napędowy stanowi dwa niezależne silniki GTD-350 każdy o mocy startowej 294 kW (400 KM), w Mi-2M silniki GTD-350P o mocy 332 kW (450 KM) — zabudowane nad kabiną ładunkową przed przekładnią główną, odgródzone zaporami poprzecznymi między sobą, od przekładni głównej i od kabiny. Każdy ma osobną instalację przeciwpożarową o działaniu samoczynnym lub sterowaną ręcznie. Z przodu przed silnikami są dwa symetrycznie umieszczone wloty do silników i trzeci znajdujący się nad nimi wlot powietrza do wentylatora chłodzącego zespół napędowy. Napęd od silnika przekazywany jest na wirnik nośny i śmigło ogonowe, wentylator oraz agregaty pomocnicze zainstalowane na przekładni głównej. Przekładnia główna redukuje prędkość obrotową wałów głównych turbin z 5904 obr/min. do 246 obr/min., czyli do prędkości, z jaką obraca się wirnik nośny. W skład instalacji paliwowej wchodzi zbiornik gumowy o pojemności 600 dm³, mieszczący się w kesonie kadłuba oraz dwa zbiorniki dodatkowe, każdy po 238 dm³, zamocowane na wysięgnikach po obu stronach kadłuba.

Wyposażenie radiowo-nawigacyjne składa się z radiostacji UKF R-860, radiostacji KF R-842, telefonu pokładowego SPU, radiowysokościomierza RW-UM, radiokompasu ARK-9.

W tylnej części kadłuba, po obu stronach, umieszczone są elektropukietnice uruchamiane z kabiny pilota. Śmigłowiec ma w przedzie kadłuba reflektor do lądowania, a pod kadłubem lampę migacz i reflektor szperacz.

Uzbrojenie. Śmigłowce w wersji bojowej mogą być wyposażone w różne zestawy uzbrojenia:

- 2 wyrzutnie kasetowe niekierowanych pocisków raketowych ka³. 57 mm, stabilizowanych obrotami po 16 w ka³dej wyrzutni + 2 dzia³ka sta³e + 1 ruchomy k.m. ka³. 7,62 mm;
- 4 zdalnie kierowane pociski raketowe ppanc., stabilizowane brzechwami + 2 dzia³ka sta³e + 1 ruchomy k.m.;
- 4 zespolone k.m. sta³e + 2 dzia³ka + 1 k.m. ruchomy.

Możliwa jest również dalsza kombinacja zestawów pomiędzy poszczególnymi rodzajami uzbrojenia.

Dane techniczne :

(w wersji Mi-2M) Jednostka wirnika no³ego 14,50 m, d³ugo³a ³emig-

3owca bez 3opat 11,94 m, d³ugo³a z obracaj¹cym si³e wirnikiem no³ym i ³emig³em ogonowym 17,42 m, wysoko³a bez ³emig³a ogonowego 3,75 m (3,90 m).

Masy: w³asna wersji pasażerskiej lub transportowej = 2375 kg (2500 kg), w³asna wersji szkolnej (dwuster) 2424 kg, ca³kowita maksymalna ~ 3550 kg (3700 kg).

Osi¹gi: pr³dko³a maksymalna 210 km/h, pr³dko³a przelotowa 180 km/h, pr³dko³a wznoszenia 5,5 (7,0) m/s, pu³ap statyczny 4000 m, zasi³g ~ 270 (350) km, zasi³g ze zbiornikami dodatkowymi 600 km.

MI-8

Jednocześnie z projektem ³emig³owca W-2 zosta³a opracowana w biurze konstrukcyjnym M. Miła dokumentacja ci³3szego ³emig³owca

W-8. Projektuj¹c now¹ maszyn³e wykorzystano kilka elementów konstrukcji z podobnego ³emig³owca Mi-4, jak uk³ad wirnika no³ego i ³emig³a ogonowego, tyln¹ cz³3 kad³uba itd. Pierwszy prototyp zosta³ oblatany w po³owie 1961 r. Maszyna by³a nap³dzana jednym silnikiem turbospr³arkowym TW-2M o mocy maksymalnej na wale turbiny 1987 kW (2700 KM) i cztero³opatowym wirnikiem no³ym. ³emig³owiec zosta³ pokazany publiczno³ci po raz pierwszy na pokazach lotniczych w Tuszy³o 9 VII 1961 r.

Próby i badania w locie trwa³y do 1962 r. W mi³dzyczasie uko³czono drugi prototyp, który zosta³ oblatany 17 IX 1962 r. Wprowadzono w nim szereg zmian i ulepsze³ni, wynikaj¹cych z wniosków i zalece³ni po próbach z pierwszym prototypem. W-8II by³ nap³dzany ju³z dwoma silnikami TW-2-117 u³o³onymi obok siebie i wirnikiem pi³3cio³opatowym, przyjmuj¹cym moment obrotowy od nowej przek³adni g³ównej. W dniu 25 IX 1962 r. drugi prototyp zosta³ zademonstrowany przedstawicielom w³adz partyjnych i delegatom zainteresowanych resortów. Wkrótce maszyna zosta³a oddana do produkcji seryjnej, któr¹ uruchomiono w Wytwórni Lotniczej w Kazaniu. ³emig³owce pod oznaczeniem Mi-8 wesz³y do s³u³by w Aerof³ocie i zosta³y przyj³3te do wyposażenia radzieckiego lotnictwa wojskowego. W 1967 r. na egzemplarzu seryjnym zosta³ ustanowiony ³wiatowy rekord pr³dko³ci lotu 201,8 km/h na trasie zamkni³3tej 2000 km.

Mi-8 odznacza si³e wysokim stopniem bezpiecze³stwa lotu, który mo³ze by³e kontynuowany równie³ na jednym silniku, przy czym au-



Rys. 170. ³emig³owiec Mi-8 w wersji transportowej (fot. WAF)

tematycznie wzrasta jego moc przekazywana na wa³ wirnika. W wersji pasażerskiej kabina mie³ci 28 foteli. Wn³trze izolowane jest materia³ami d³ywi³eko- i py³och³onnymi. Kabiny za³ogi i pasażerów s¹ klimatyzowane. W wersjach transportowej i sanitarnej pojemno³a kabiny ³adunkowej wynosi oko³o 23 m³. Na pok³ad wersji desantowej mo³zna zabra³e 20 ³o³nierzy z pe³nym ekwipunkiem lub ³adunek o masie do 4 ton. Na zewn¹trz pod kad³ubem znajduj¹ si³e uchwyty pozwalaj¹ce zabra³e ³adunek wisz¹cy o du³ych gabarytach, o wadze do 2,5 tony. Wersja sanitarna mie³ci 12 rannych i personel lekarski. Mi-8 mo³ze by³e u³yty tak³e w akcjach ratowniczych. ³emig³owce te znajduj¹ równie³ szerokie zastosowanie w r³3nych ga³3dziach gospodarki narodowej, s³u³3c jako lataj¹ce d³ywigi w pracach transportowo-monta³owych. Spe³nij¹ przy tym trudne funkcje, niemo³liwe do wykonania tradycyjnymi ³rodkami transportu i monta³u.

Mi-8 w r³3nych wersjach by³y pokazywane na Salonie Paryskim w latach 1965, 1967 i 1973 r. W tym czasie opracowano kilka nowych odmian, m.in. wersj³e dyspozycyjn¹ — salonk³e na 9 os³ób oraz wersj³e pasażersk¹ na 31 os³ób. Ta ostatnia jest wykorzystywana przez Aerof³ot do regularnej komunikacji pasażerskiej na Kaukazie i na Krymie. Maszyny cies³ si³e du³ym uznaniem za granic¹. Dotychczas sprzedano ponad 200 sztuk do krajów socjalistycznych oraz do Boliwii, Egiptu, Holandii, Indii, Stanów Zjednoczonych A.P. itd.

Do s³u³by w lotnictwie ludowego Wojska Polskiego ³emig³owce Mi-8 wesz³y w 1968 r. Poczt¹tkowo wykorzystywano je wy³3ecznie do transportu powietrznego (rys. 170). Wkrótce jednak zas³yn³3y dzi³3ki pracom monta³owym, które wykonywane metodami tradycyjnymi



Rys. 171. Pierwsza operacja dźwigowo-montażowa wykonana na Grochowie 18 V 1969 r. przez emigrowiec Mi-8 (fot. WAF)

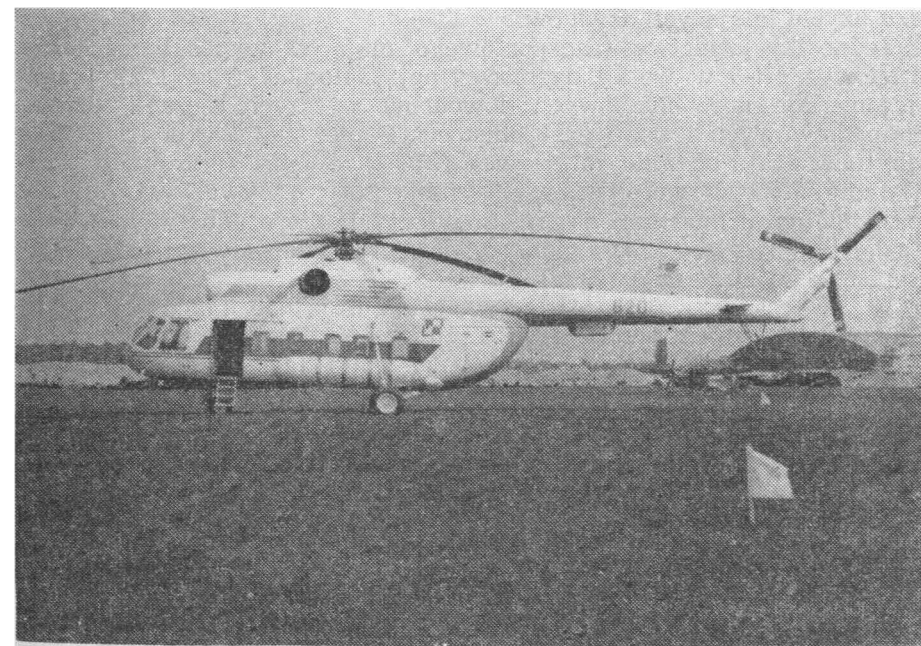
trwałyby niezmiernie długo, w porównaniu z szybkimi akcjami dokonywanymi przez emigrowce wojskowe. Maszyny zasłużyły się szczególnie dla gospodarki narodowej, gdzie przede wszystkim stosowano je właśnie w roli latających dźwigów wykorzystywanych do prac montażowych. Mi-8 używane są w warunkach trudnych, niedostępnych dla normalnego sprzętu budowlano-montażowego, w urozmaiconym terenie, na stromych zboczach, na mokradzach, w terenie gęsto zabudowanym, na wierzchołkach wysokich budowli — wszędzie tam, gdzie roboty, realizowane za pomocą tradycyjnych metod, spowodowałyby powstanie olbrzymich nakładów, niewspółmiernych do osiągniętych efektów.

Pierwszą operację montażową na Mi-8 wykonano 15 IV 1969 r. Płk pil. Bolesław Andrychowski prowadził wówczas emigrowiec dokonał przerzutu stalowych świetlików z zakładu na Jelonekach, produkującego konstrukcje, na dach elektrowozowni PKP budowanej na Grochowie (rys. 171). Następne synne operacje oznaczone już kryptonimami przeprowadzono w 1971 r. Był to „Duet” w Zakładach Polfa w Starogardzie Gdańskim, gdzie w ciągu kilku godzin dokonano wymiany dwóch wielkich zbiorników, które poprzednio demontowano i ponownie montowano w czasie 3 miesięcy. Następna operacja to „Krata” dokonana w Zakładach Doświadczalnych Budowy Urządzeń i Aparatury Farb i Lakierów we Wrocławiu itd. Do końca 1971 r. ogółem przeprowadzono 9 akcji transportowo-montażowych, w tym większość z ciężkimi urządzeniami lub elementami konstrukcji. W latach następnych operacje emigrowcowe nieco spowszechniały, wchodzić na stałe do programu realizacji trudnych zadań inwestycyjnych i remontowych.

Szczególnie interesujące były operacje „Palisada I” i „Palisada II”, przeprowadzone w 1972 r. w Rafinerii Nafty w Czechowicach, polegające na ustawieniu 150 27-metrowych słupów z iglicami odgromowymi o masie 3 t każdy, w zagęszczonym obiektami terenie, w obrębie parku zbiorników paliwowych. Normalnie roboty te były wykonywane w czasie 8 miesięcy. Na Mi-8 piloci wojskowi ustawili maszyny w ciągu 2 tygodni. Oprócz transportu i montażu przeprowadzono również inne akcje specjalne, jak na przykład podnoszenie zwisających przewodów linii wysokiego napięcia nad kanałem portowym w Gdańsku, przez który holowano pływający dok. Mi-8 uniósł do góry wiązki przewodów, pod którą dok swobodnie przepłynął. Cała operacja trwała 15 minut, podczas gdy przy tradycyjnym rozciąganiu przewodów, przeciąganiu ich na brzeg i ponownym zaciąganiu trwałoby to nieporównanie dłużej, absorbując przy tym dziesiątki ludzi, masę sprzętu i powodując wyłączenie zasilania budowy Portu Północnego.

W październiku 1973 r. powołano cywilny Zespół Emigrowcowy Robót Budowlano-Montażowych Instal, z siedzibą w Nasielsku koło Warszawy. Zespół rozpoczął działalność w listopadzie 1973 r., korzystając w pierwszym okresie ze emigrowca Mi-8, odkomenderowanego wraz z załogą przez Dowództwo Wojsk Lotniczych.

Do końca 1975 r. przeprowadzono na emigrowcach Mi-8 70 operacji, z tego na poszczególne okresy działalności przypadło: 1969 — 1971 r. — 9, 1972 r. — 21, 1973—1974 r. — 27, 1975 r. — 13 operacji. Najbardziej intensywnym rokiem był 1972 r., kiedy wykonano 21 operacji emigrowcowych. Przy wykonaniu tych zadań wyróżnili się znakomici piloci emigrowcowi: płk pil. Bolesław Andrychowski, mjr pil. Walenty Wirbuś, mjr pil. Józef Wietecha, kpt. pil. Stefan Stranc,



Rys. 172. Wersja dyspozycyjna Mi-8 Salonka (fot. Wacław Hołyst)



Rys. 173. Mi-8 w barwach PLL LOT (fot. Jan Hoffmann)

kpt. pi³. Ignacy Goliński i por. pil. Jan Latocha. Wymienieni piloci i wielu innych stali się polskimi pionierami trudnej sztuki montażu przy użyciu latających dźwigów.

Jednostki lotnictwa transportowego mają w wyposażeniu także śmigłowce Mi-8 w wersji dyspozycyjnej „salonka” (rys. 172), przeznaczone do lotów służbowych dowódców wyższych szczebli, działaczy państwowych i ważnych osobistości. Papież Jan Paweł II podczas pobytu w kraju od 2 do 10 czerwca 1979 r. również korzystał ze śmigłowców Mi-8 w wersji dyspozycyjnej. Loty odbywały się między poszczególnymi miastami na trasie podróży Papieża. Maszyny te wraz z załogami były wydierżawione od lotnictwa wojskowego przez Polskie Linie Lotnicze LOT (rys. 173).

W wyposażeniu wojsk lotniczych znajdują się także uzbrojone wersje Mi-8, które oprócz transportu i desantowania wojska mogą wykonywać zadania wsparcia na polu walki (rys. 174). Śmigłowce transportowe Mi-8, przystosowane do walki, pokazano na Centralnej Wojskowej Wystawie Wynalazczości i Racjonalizacji w Warszawie we wrześniu i październiku 1973 r. Uzbrojenie składa się z kasety wyrzutni n.p.r., szybkostrzelnych działek i lotniczych k.m. (rys. 175). Mi-8 w wersji bojowej, pomalowane w barwy ochronne, zaprezentowano społeczeństwu w czasie defilady lotniczej, będącej częścią Parady XXX-lecia PRL — zorganizowanej w lipcowe święto 22 VII 1974 r. Uzbrojone śmigłowce stanowią coraz częstszy widok nad polem ćwiczeń (rys. 176). Są one wyrazem stałego postępu zarówno w dziedzinie techniki wojennej, jak i wzrostu poziomu wyszkolenia bojowego naszego wojska.



Rys. 174. Śmigowiec transportowo-desantowy Mi-8 (fot. Lech Zieliński)



Rys. 175. Uzbrojona wersja śmigłowca Mi-8 (fot. Lech Zieliński)



Rys. 176. Ęmig³owiec MI-8 w locie nad poligonem wojskowym (fot. Lech Zielaskowski)

Przeznaczenie, konstrukcja, wyposażenie

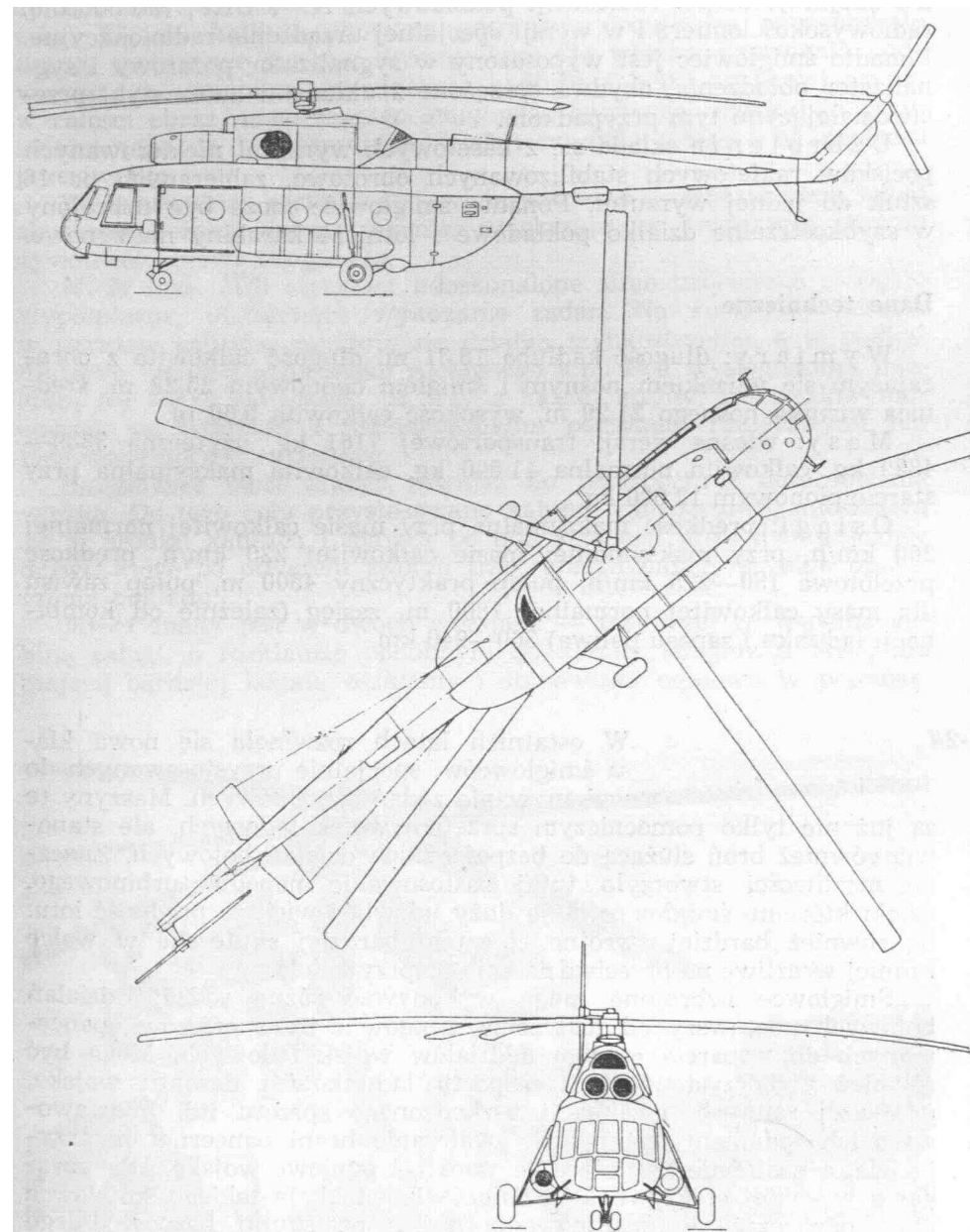
Ęmig³owiec wielozadaniowy, o uk³adzie jednowirnikowym ze Ęmig³em ogonowym, konstrukcja ca³kowicie metalowa (rys. 177).

Kad³ub — dwudzielny, pó³skorupowy. Przedni¹ czêœæ zajmuje bogato oszklona szk³em krzemianowym dwuosobowa kabina za³ogi. Czêœæ œrodkow¹ i tyln¹ zajmuje kabina ładunkowa o d³ugoœci 5,34 m, szerokoœci 2,30 m i wysokoœci 1,82 m, maj¹ca wyposaŹenie zaleŹne od wersji Ęmig³owca. Silniki umieszczone s¹ nad kabin¹, a zbiorniki po obu stronach kad³uba. Obudowa prawego zbiornika po³¹czona jest z urz¹dzeniem klimatyzacyjnym, t³ocz¹cym powietrze do kabiny. Czêœci g³ówna i dolna kad³uba s¹ wzmocnione. W kabinie ładunkowej jest 32 okr¹g³ych okien, z których 5 stanowi równieŹ wyjêcia awaryjne. Z lewej strony w przodzie znajduj¹ siê drzwi wyjêciowe, wsp³ne dla pasaŹerów i za³ogi. Boczne okna w kabinie za³ogi s¹ odsuwane do ty³u. Ty³ kad³uba stanowi¹ szczelne drzwi ładunkowe 1,80X2,34 m, otwierane na boki mechanizmem hydraulicznym. Wjazd u³atwia trap opuszczany si³ownikami hydraulicznymi. Belka ogonowa o konstrukcji pó³skorupowej jest zakoñczona belk¹ skoñ¹ — wysiêgnikiem g³owicy Ęmig³a ogonowego. W tylnej czêœci belki zamocowany jest statecznik poziomy i zderzak zabezpieczaj¹cy od uderzenia o ziemiê.

Wirnik noœny — piêciop³atowy ma konstrukcjê mieszan¹: metalowy dŹwigar z przyklejonymi segmentami z wype³niaczem ulowym. W krawêdziach natarcia jest elektryczna instalacja przeciwo³odzeniowa. Ęmig³o ogonowe tr³ój³atowe przestawialne, konstrukcja opat metalowa, klejona.

Podwozie — tr³ójpodporowe sta³e. Podwozie g³ówne tr³ógoleniowe — z amortyzacj¹ olejowo-powietrzn¹. Podwozie przednie — jednogoleniowe, samonastawne z wahaczem i dwoma bliŹniaczymi ko³ami.

Zesp³ napêdowy: dwa silniki turbinowe konstrukcji S. P. Izotowa TW-2-117A, kaŹdy o mocy maksymalnej na wale turbiny



Rys. 177. Sylwetka Ęmig³owca MI-8

1104 kW (1500 KM) i mocy nominalnej 883 kW (1200 KM). Rozruch silników — elektryczny. Automatyczna instalacja przeciwpożarowa. Trzy główne zbiorniki paliwa zabierają paliwo o łącznej masie 1450 kg. Zbiornik dodatkowy zabiera 710 kg paliwa, a zbiornik oleju 60 kg.

W wyposażenie radiowo-nawigacyjne i specjalne obejmuje zespół radiostacji pokładowych KF i UKF, radiobusole, radiowysokościomierz i w wersji specjalnej urządzenie radiolokacyjne. Ponadto śmigłowiec jest wyposażony w sygnalizator pożarowy i sygnalizator oblodzenia, obydwa sprzężone z układami automatyki przeciwdziałającymi tym przypadkom.

Uzbrojenie składa się z kasetowych wyrzutni niekierowanych pocisków rakietowych stabilizowanych obrotowo, zabieranych po 16 sztuk do jednej wyrzutni. Ponadto śmigłowiec może być uzbrojony w szybkostrzelne działko pokładowe i lotnicze karabiny maszynowe.

Dane techniczne

Wymiary: długość kadłuba 18,31 m, długość całkowita z obracającym się wirnikiem nośnym i śmigłem ogonowym 25,22 m, średnica wirnika nośnego 21,29 m, wysokość całkowita 5,60 m.

Masy: własna wersja transportowej 7161 kg, użyteczna 3839—4839 kg, całkowita normalna 11000 kg, całkowita maksymalna przy starcie pionowym 12 000 kg.

Osłogi: prędkość maksymalna przy masie całkowitej normalnej 250 km/h, przy maksymalnej masie całkowitej 220 km/h, prędkość przelotowa 180—225 km/h, pułap praktyczny 4500 m, pułap zawisu dla masy całkowitej normalnej 1800 m, zasięg (zależnie od kombinacji ładunku i zapasu paliwa) 360—940 km.

MI-24

W ostatnich latach rozwinięta się nowa klasa śmigłowców, specjalnie przystosowanych do wykonywania zadań szturmowych. Maszyny te są już nie tylko pomocniczym sprzętem wojsk lądowych, ale stanowią również broń służącą do bezpośrednich działań bojowych. Znaczne możliwości stworzyło tutaj zastosowanie napędu turbinowego, dzięki któremu śmigłowce mają duży udźwig i większą prędkość lotu. Są również bardziej zwrotne, a zatem bardziej skuteczne w walce i mniej wrażliwe na przeciwdziałanie nieprzyjaciela.

Śmigłowce uzbrojone mogą wykonywać różne rodzaje działań bojowych począwszy od niszczenia czołgów i transporterów opancerzonych do wsparcia ogniem oddziałów wojsk lądowych. Mogą być również wykorzystane do transportu ładunków i desantu wojska, przewozu rannych, ewakuacji uszkodzonego sprzętu itd. Podstawowym ich zadaniem jest jednak zwalczanie broni pancernej nieprzyjaciela, a następnie bezpośrednie wsparcie ogniowe wojska. Dla uzyskania wysokiej efektywności działania konstrukcja takiego śmigłowca musi odznaczać się znaczną odpornością na skutki bezpośredniego trafienia pociskiem średniego kalibru, dużym udźwigiem pocisków rakietowych i amunicji, wysokimi osłogami, niskim poziomem hałasu zespołu napędowego, znacznym wytłumieniem promieniowania cieplnego z dysz wylotowych silników itd.

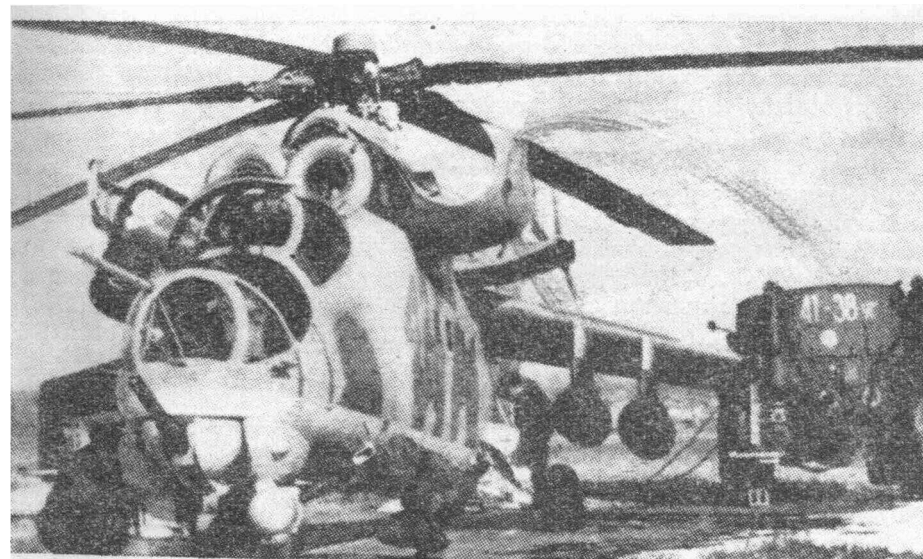
Biuro Konstrukcyjne im. M. L. Miła opracowało również wyspecjalizowane śmigłowce, przeznaczone do działań bojowych, mające odpowiednią konstrukcję, uzbrojenie i wyposażenie. Na początku lat siedemdziesiątych powstał tam m.in. śmigłowiec szturmowy Mi-24. Konstruktorzy bazowali tutaj na znanym i wypróbowanym śmigłowcu Mi-8. Nowa konstrukcja ma jednak przypominać swego poprzednika. Większy kadłub, chowane podwozie, dodatkowe powierzchnie nośne, spełniające funkcję wysięgników dla wężów uzbrojenia podwieszanego, zmieniona konstrukcja kadłuba i belki ogonowej czyni w całości obraz nowoczesnego śmigłowca bojowego, radykalnie przystosowanego do bezpośrednich działań na polu walki i na zapleczu przeciwnika.

W konstrukcji zastosowano wiele ulepszeń i zabezpieczeń przed skutkami bezpośredniego rażenia, zwiększając w poważnym stopniu żywotność bojową śmigłowca.

Mi-24 (rys. 178) otrzymał udoskonalone silne uzbrojenie i bogate wyposażenie, ułatwiające wykonanie zadań. Na ruchomej lawecie w przedzie kadłuba znajduje się działko szybkostrzelne, a w podkadłubowej gondoli stanowisko ruchomego k.m. Pod wysięgnikami mieszczą się węży zawieszonych, po trzy z każdej strony. Do wężów mocowane są zasobniki z niekierowanymi pociskami rakietowymi lub kierowane pociski rakietowe.

Śmigłowiec może służyć również do transportu i desantowania wojska. Do tego celu przystosowano kabinę transportową, mieszczącą się w środku kadłuba i mającą po obu stronach duże dwuczęściowe drzwi, które po otwarciu tworzą trap, umożliwiając szybkie opuszczenie pokładu.

Mi-24 znany jest w dwóch wersjach — pierwszej ze wspólną kabiną załogi, o rozkładzie podobnym do kabiny śmigłowca Mi-8, ale mającą bardziej bogate oszklenie i stanowisko ogniowe w przodzie.



Rys. 178. Śmigłowiec szturmowy Mi-24

Wariant drugi, znacznie zmieniony, odznacza się większym kadłubem, innym rozmieszczeniem załogi, mającej dwie oddzielne kabiny oraz pokładową gondolę ze stanowiskiem ruchomego k.m. Starannie opracowana sylwetka, chowane podwozie, duża moc zespołu silnikowego i zmodyfikowany napęd wirnika nośnego zapewniają śmigłowcowi uzyskanie wysokich osiągnięć, znacznie podnoszących jego walory bojowe (rys. 179).

Śmigłowce szturmowe konstrukcji biura im. Miła stały się znane z udziału w ćwiczeniach państw stron Układu Warszawskiego, jak np. „Berezyńska”, „Karpaty” i „Tarcza”. W Polsce Mi-24 zaprezentowano na wystawie sprzętu lotniczego, uruchomionej 27 VI 1979 r. w WOSL, z okazji uroczystości w uczelni — w rocznicę startu pierwszego Polaka w kosmos. Śmigłowce te pokazano również milionom polskich widzów w wojskowym magazynie TV „Poligon” z 11 X 1979 r., w raporcie z dorocznych ćwiczeń jesiennych LWP.

Konstrukcja

Wielozadaniowy śmigłowiec bojowy: szturmowy, transportowy i desantowy. Dwusilnikowy, jednowirnikowy wirnik ze śmigłem ogonowym. Konstrukcja całkowicie metalowa.

Wirnik nośny pięciopłatowy. Łopaty o obrysie prostokątnym, zwężone geometrycznie. Zawieszenie elastyczne. Napęd śmigłowca różnicowy.



Śmigłowiec szturmowy Mi-24 (fot. St. Iwan)

Kadłub — ma konstrukcję półskorupową¹. Część przednią zajmują kabiny załogi, a środkową kabina ładunkowa.

Podwozie — trójpodporowe, chowane w locie. Wypukłe osłony kół bocznych tworzą po zamknięciu małe gondole.

Napęd — dwa silniki turbinowe, napędzające przez reduktor — wirnik nośny i śmigło ogonowe.

Uzbrojenie. W przodzie kadłuba działko na ruchomej lawecie, pod kadłubem stanowisko ruchomego k.m. Na wysięgnikach sześć wężów zawieszonych z npr lub kpr.

Przybliżone dane techniczne

Wymiary: długość kadłuba 16,8 m, wysokość 6,3 m, średnica wirnika 18,0 m.

Masy: masa startowa 11 000 kg.

Osiągi: prędkość maksymalna — ponad 300 km/h.

Program rozwoju i produkcji Wytwórni Sprzętu Komunikacyjnego PZL. Ewidnik przewiduje budowę nowych śmigłowców różnych klas. Jednym z tematów podjętych przez Ośrodek Badawczo-Rozwojowy wytwórni jest nowoczesny średni śmigłowiec wielozadaniowy noszący oznaczenie W-3. Maszyna jest przeznaczona do spełniania funkcji środka transportu na średnich dystansach i dla tzw. małej komunikacji. Śmigłowiec zdolny jest do transportu 1200—1500 kg ładunku handlowego lub do przewozu 12 pasażerów. Załogę stanowi 2 osoby: pilot i mechanik pokładowy. Śmigłowiec W-3 jest reprezentantem klasy pośredniej między Mi-2 a Mi-8 i zastępuje wycofywane z użytku śmigłowce Mi-4.

Prace rozpoczęto w 1974 r., kiedy zostały sprecyzowane warunki techniczne maszyny. Założenia wstępne zostały uzgodnione z przyszłymi użytkownikami i przekonsultowane z konstruktorami radzieckimi, dysponującymi ogromnym doświadczeniem w dziedzinie projektowania i budowy śmigłowców.

PZL W-3 Sokół powstał jednak jako samodzielna konstrukcja polskich inżynierów. Odznacza się przy tym szeregiem nowoczesnych i niekonwencjonalnych rozwiązań. Prace projektowe były prowadzone przez zespół OB-R Ewidnik, kierowany przez mgr. inż. Stanisława Kamińskiego. Prace teoretyczne i niektóre obliczenia konstrukcyjne były dokonywane jednocześnie w Instytucie Lotnictwa, gdzie również opracowano i wykonano podwozie. Jesienią 1975 r. zakończono opracowanie projektu wstępnego, a w maju 1976 r. dokonano odbioru makiety użytkowej, akceptując generalne założenia i wnosząc kilka niezbędnych poprawek. Równolegle z opracowaniem projektu konstrukcyjnego podjęto prace nad dokumentacją technologiczną, projektem oprzyrządowania oraz nad ustaleniem wytycznych do prób i badań. Głównym projektantem części technologicznej jest inż. Henryk Pac.

Oprócz zespołów OB-R, IL i WSK PZL-Ewidnik w pracach nad tym nowoczesną konstrukcją współdziałały pokrewne zakłady skupione

PZL W-3 SOKÓŁ

w Zjednoczeniu Przemysłu Lotniczego i Silnikowego: w zakresie opracowania i budowy silników i przekładni WSK PZL-Rzeszów, aparatury i układów paliwowych PZL Hydral Wrocław, wentylatorów i chłodnic WSK PZL-Kraków, osprzętu i agregatów lotniczych WSK PZL-Warszawa II, stopów i odlewów lekkich WSK PZL-Gorzyce. W grupie kooperantów znalazły się m.in. Fabryka Łożysk Tocznych w Krańniku, gdzie zaprojektowano i wykonano bardzo odpowiedzialny element — łożysko główne tarczy sterującej; Zakłady Przemysłu Gumowego w Wolbromiu — dostawca głównych zbiorników paliwa; Huta Szkła w Sandomierzu, która na podstawie wskazówek udzielonych przez Instytut Szkła AGH w Krakowie wykonała przednie szyby ze szkła hartowanego.

Łopaty wirnika nośnego i śmigła ogonowego wykonane są z laminatów szklanych wg pomysłu mgr. inż. Stanisława Kamińskiego, który za wcześniejsze prototypowe wykonanie tych elementów z laminatu i wypróbowanie na śmigłowcach SM-1 i SM-2 otrzymał I Nagrodę Ministra Przemysłu Maszynowego.

Zespół napędowy, składający się z dwóch silników PZL-10W, został zaprojektowany i wykonany przez OB-R WSK PZL-Rzeszów, kierowany przez inż. Huberta Nówaka. PZL-10W konstrukcyjnie stanowi rozwinięcie radzieckiego silnika GTD-10, będącego jednostką napędową samolotu An-28. Prace adaptacyjne przebiegały bardzo szybko, dzięki czemu w krótkim czasie otrzymano wysoko sprawne śmigłowe silniki turbinowe.

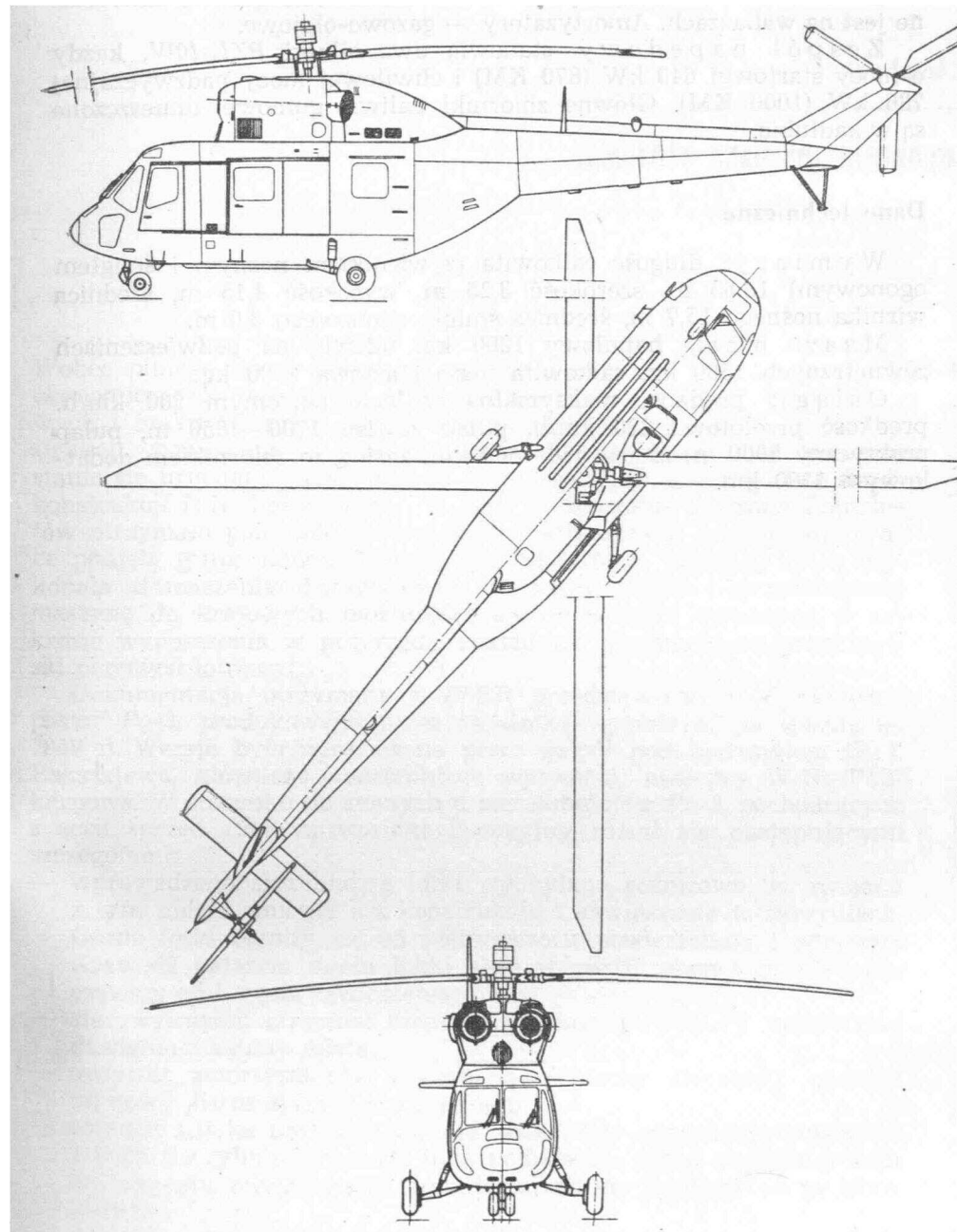
Istotną cechą eksploatacyjną śmigłowca jest wysoki stopień pewności działania i bezpieczeństwa lotu. Walory maszyny podnosi silniki dysponujące dużym nadmiarem mocy, dzięki czemu możliwy jest normalny lot poziomy, a nawet wznoszący z prędkości 0,25 m/s, przy wyznaczonym jednym silniku.

W sierpniu 1979 r. pomyślnie zakończono prace konstrukcyjno-technologiczne przy budowie prototypu przeznaczonego do prób i badań w locie. Pierwszy lot maszyna wykonała 16 listopada 1979 r. Śmigłowiec był prowadzony przez pilota doświadczalnego inż. Wiesława Mercika. Drugim członkiem załogi był inż. Tomasz Zakrzewski, obsługujący aparaturę pomiarową, rozmieszczoną na pokładzie maszyny. Lotem tym rozpoczęto cykl badań i prób w locie, stanowiący ostatni etap prac przy budowie prototypu. W tym samym czasie (15 i 16 XI) duży model śmigłowca został zaprezentowany publiczności na wystawie osiągnięć polskiego przemysłu lotniczego, zorganizowanej na terenie portu lotniczego Okęcie.

Konstrukcja

Turbinowy śmigłowiec wielozadaniowy o układzie jednowirnikowym, ze śmigłem ogonowym. Konstrukcja całkowicie metalowa* z elementami wykonanymi z laminatu (rys. 180).

Kadłub — półskorupowy. Przednią część zajmuje kabina załogi. Szyby czołowe wykonane ze szkła hartowanego znacznie poprawiają warunki bezpieczeństwa, a także komfort lotu. W części środkowej mieści się kabina ładunkowa o wymiarach 3,7 X 1,6 X 1,4 m. Po obu stronach kadłuba znajdują się przesuwane drzwi i po 2 duże okna. Belka ogonowa o konstrukcji półskorupowej jest zakończona skośnym wysięgnikiem gólowy śmigła ogonowego.



*Rys. 180. Śmigłowiec PZL W-3 Sokół

Wirnik nożny — czterołopatowy. Łopaty ogonowe — trójłopatowe. Łopaty wykonane są z laminatu opartego na włóknie szklanym.

Podwozie — trójpodporowe, stałe. Podwozie główne zawieszone jest na wahaczach. Amortyzatory — gazowo-olejowe.

Zespół napędowy stanowi dwa silniki PZL-10W, każdy o mocy startowej 640 kW (870 KM) i chwilowej mocy nadzwyczajnej 736 kW (1000 KM). Główne zbiorniki paliwa, gumowe, umieszczone są w kadłubie.

Dane techniczne

Wymiary: długość całkowita (z wirnikiem nożnym i łopatką ogonową) 18,85 m, szerokość 3,25 m, wysokość 4,15 m, średnica wirnika nożnego 15,7 m, średnica łopatki ogonowej 3,0 m.

Masy: udźwig handlowy 1200 kg, udźwig na podwieszeniach zewnętrznych 1500 kg, całkowita masa startowa 6000 kg.

Osiąganie: prędkość maksymalna w locie poziomym 260 km/h, prędkość przelotowa 220 km/h, pułap zawisu 1700—1850 m, pułap praktyczny 5000 m, zasięg 550—600 km, zasięg ze zbiornikiem dodatkowym 1100 km.

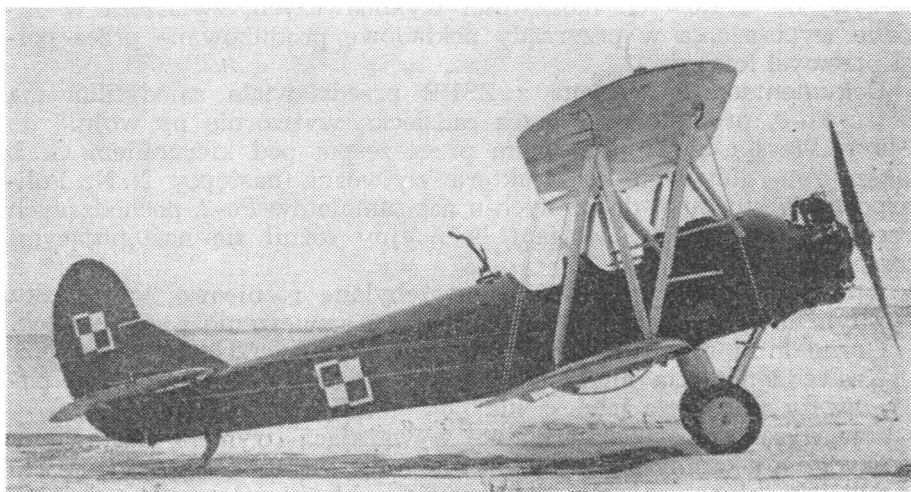
Wobec pilnego zapotrzebowania na dużą ilość ekonomicznych samolotów szkolno-technicznych i braku własnych wypróbowanych konstrukcji powojennych uznano, że najwłaściwszym rozwiązaniem stanie się uruchomienie produkcji licencyjnej znanego samolotu Po-2, konstrukcji N.N. Polikarpowa. W 1947 r. Centralne Studium Samolotów otrzymało polecenie opracowania dokumentacji licencyjnej. Prace podjęła grupa konstruktorska inż. Stanisława Lassoty, która wykonała tłumaczenia dokumentacji na język polski i przystosowała maszynę do krajowych możliwości wykonawczych, zwłaszcza w zakresie wyposażenia w przyrządy pokładowe produkowane przez polski przemysł lotniczy.

Dokumentacja otrzymana z ZSRR przedstawiała zmodyfikowaną postać Po-2, produkowaną przez radziecką wytwórnię po wojnie do 1949 r. Wersja była opracowana przez zespół pod kierunkiem G. L. Bakszajewa, głównego konstruktora wytwórni, następcy N.N. Polikarpowa. W stosunku do znanych u nas samolotów Po-2, pochodzących z serii sprzed 1945 r., wariant licencyjny różnił się następującymi szczegółami:

- wprowadzono szczelinowe lotki wychylane różnicowo, w związku z tym uległa zmianie ich konstrukcja i zawieszenie w skrzydłach. Górne lotki różniły się od pierwowzoru powierzchnią i obrysem. Krawędzie natarcia miały lekki skos w partii zewnętrznej — począwszy od I węzła zawieszenia;
- ster wysokości otrzymał klapy wyważające (trymer), nastawiany dźwignią z kabiny pilota;
- owiewki amortyzatorów wykonano z blachy tłoczonej, nadając im nowy, bardziej opływowy kształt;
- rozruch silnika następował przez wtłaczanie sprężonego powietrza z butli do cylindrów; butla była podłączana przed startem węzłem do wypustu mieszczącego się z lewej strony kadłuba — za silnikiem;
- na tablicy przyrządów pokładowych zabudowano zespolony wskaźnik ciśnienia oraz temperatury oleju wpływającego i wypływającego. Ponadto zastosowano obrotomierz elektryczny zamiast mechanicznego, napędzanego wałkiem giętkim, który w samolocie



Rys. 181. Samolot CSS-13: a - prototyp nr fabr. 48-015 ze znakami SP-AKZ, b - ³¹cznikowy ze stojakiem dla ruchomego k.m.



Po-2 był umieszczony na zewnątrz poza kabinami na zastrzale z lewej strony baldachimu;

- zmieniono konstrukcję i usytuowanie rurki pitot umieszczając dajnik ciśnienia dynamicznego w dłuższej sondzie, zamocowanej na rozporce bliżej dolnego płata;
- na skrzydłach rozmieszczono okienka i wzierniki, a w tylnej części kadłuba umieszczono duży wziernik, umożliwiając swobodny dostęp do amortyzatora popyzy ogonowej.

Produkcję samolotu, oznaczonego jako CSS-13, uruchomiono w PZL Mielec w 1948 r. W grudniu tego samego roku opuścił warsztaty wytwórni prototyp maszyny z numerem fabrycznym 48-015 i znakami rejestracyjnymi SP-AKZ (rys. 181a). Równolegle z budową pilotów rozpoczęto produkcję silników M-11D w wytwórniach PZL w Rzeszowie i PZL Fabryka Silników nr 3 „Fasil” we Wrocławiu, śmigieł w WSK nr 4 na Okęcie, a przyrządów i osprzętu w WSK Warszawa II.

W 1949 r. przeprowadzono w Instytucie Lotnictwa homologację samolotu, poprzedzając produkcję wielkoseryjną. CSS-13, podobnie jak Po-2, odznacza się bardzo dobrymi właściwościami pilotażowymi, był bezpieczny przy starcie i lądowaniu, „wybacza” wiele błędów popełnianych przez początkujących pilotów. Obsługa była prosta i łatwa, a eksploatacja nie wymagała bogatego zaplecza technicznego.

Podczas XXII Międzynarodowych Targów Poznańskich, w czerwcu 1949 r., CSS-13 eksponowany był na stoisku przemysłu lotniczego. Maszyna stanowiła propozycję eksportu naszego handlu zagranicznego.

CSS-13 przedstawiono po raz pierwszy w locie publiczności w dniu 11 IX 1949 r. podczas centralnych uroczystości z okazji Święta Lotnictwa na lotnisku Okęcie w Warszawie. Duże zainteresowanie wzbudziła trójka przelatująca z rozwiniętymi flagami państwowymi. Później z maszyn tego typu wykonano skoki spadochronowe, a na zakończenie pokazów zademonstrowano akrobację zespołową, wykonaną przez młodych pilotów.

Pierwsze nowe samoloty skierowano do jednostek wojskowych (rys. 181b) i aeroklubów Ligi Lotniczej (rys. 182) w 1949 r. Na początku 1950 r. aerokluby otrzymały duże ilości szkolno-treningowych samolotów CSS-13. Wkrótce wyposażono w te samoloty również szkoły lotnicze: Oficerską Szkołę Lotniczą w Dęblinie, cywilne Centrum Wyszczolenia Ligi Lotniczej w Ligotce Dolnej oraz Centrum Wyszczolenia Spadochronowego w Nowym Targu.

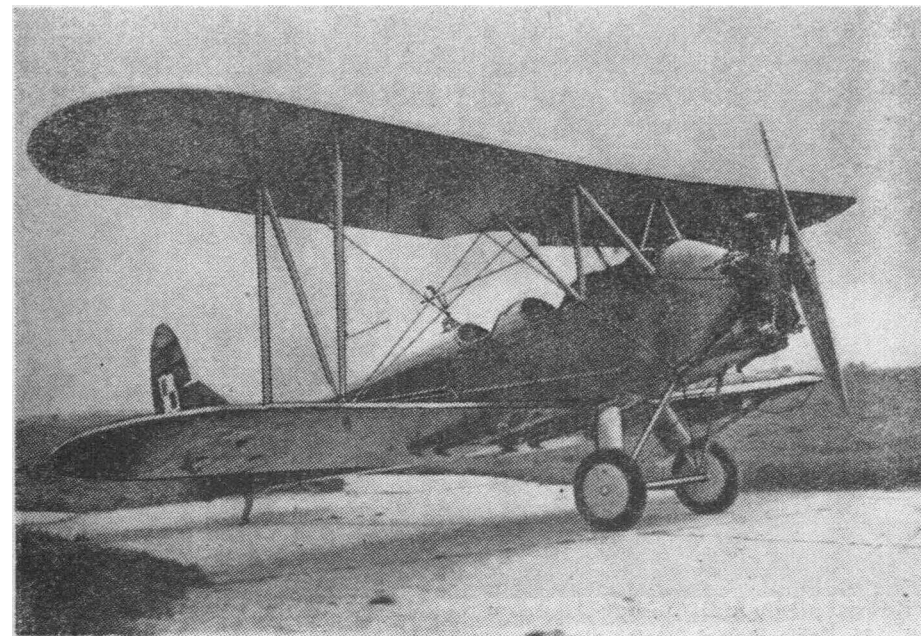
W 1950 r. przerwano w Mielcu produkcję CSS-13, po wypuszczeniu około 180 maszyn. Wobec dalszego zapotrzebowania na samoloty tego typu zamierzano budować je w powstającym nowym zakładzie WSK Łódź. Jednak po zmianie założeń produkcyjnych tej wytwórni i przejściu na koprodukcję w budowie innych samolotów, linię technologiczną CSS-13 przeniesiono ostatecznie do WSK nr 4 w Warszawie na Okęcie. Produkcję silników podjęła natomiast WSK Kalisz, przyjmując niezbędne urządzenia i materiały z WSK Rzeszów i WSK Wrocław. Śmigła WD-14 były nadal produkowane przez śmigielnię WSK nr 4 Warszawa, a przyrządy pokładowe i osprzęt elektryczny przez WSK Warszawa II. Przez pewien okres niektóre zespoły, jak skrzydła i usterzenie wykonywane były przez WSK nr 5 w Łodzi, ale z biegiem czasu i tę produkcję przekazano na Okęcie. Po prawie dwuletniej przerwie zaczęto wypuszczać ponownie CSS-13 produkowane prawie całkowicie w Warszawie.

Samoloty CSS-13 zapoczątkowały eksport sprzętu latającego PRL w 1953 r. Sprzedano wówczas do Rumunii i na Węgry około 20 egzemplarzy tych samolotów. Nieco później APRL odprzedał do Korei 1 sztukę, a do NRD kilkanaście następnych maszyn.

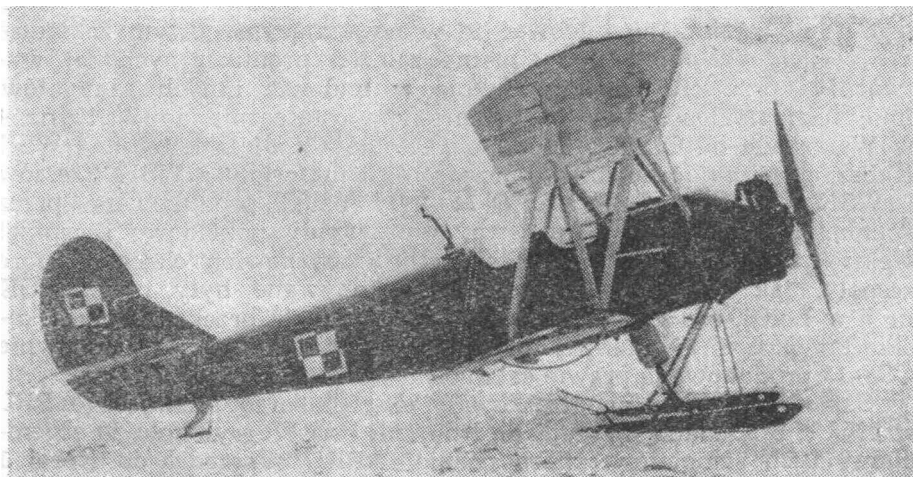
W pierwszej połowie lat pięćdziesiątych CSS-13 stanowił podstawowy sprzęt w eskadrach i kluczach śmigielniczych wojsk lotni-



Rys. 182. Samolot CSS-13 w wersji aeroklubowej z zaczepem do holowania szybowców (fot. Kazimierz Gołomiński)



Rys. 184. Samolot CSS-13 w wersji bombowej

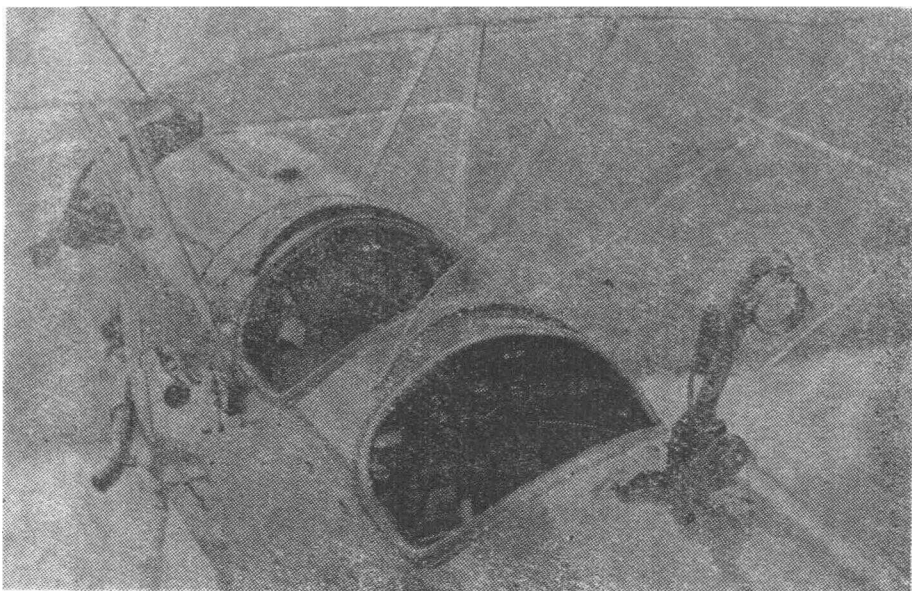


Rys. 183. Samolot CSS-13 z podwoziem wyposażonym w narty, przystosowany do eksploatacji zimowej

czych (rys. 183). Standardow¹ wersj¹ by³y tutaj samoloty szkolno-³¹cznikowe, wyposażone w podwójny uk³ład sterowania, umożliwiaj¹cy prowadzenie samolotu z jednej lub drugiej kabiny. Dla potrzeb wojska produkowano również wersję bombow¹ (rys. 184), maj¹c¹ w dolnym prawym skrzydle wziernik do namierzania celownikiem. Pod skrzyd³em zabudowane by³y zamki bombowe DER-7, sterowane mechanicznie z kabiny nawigatora za pomoc¹ linek Bowdena. Na grzbiecie kad³uba, z ty³u za drug¹abiną, zamocowany by³ stojak, na którym zamocowano ruchomy k.m. SzKAS (rys. 185). Samoloty CSS-13 w tej wersji by³y wielokrotnie stosowane do kruszenia wiosennych zatorów lodowych na Wiśle i Odrze.

Poza wojskami lotniczymi CSS-13 by³y wykorzystywane przez jednostki lotnictwa marynarki wojennej oraz w Wojskach Ochrony Pogranicza. Dowództwo WOP wprowadzi³o samoloty do patrolowania granicy państwa zarówno na jej pdcinku morskim, jak i l¹dowym. Samodzielna eskadra lotnictwa WOP, wyposażona w samoloty CSS-13, zosta³a sformowana w pierwszej po³owie 1957 r. Pó³niej „ceesesy” w granicznej s³u³bie patrolowej zast¹piono emig³owcami SM-1.

W latach 1953—1955 PLL LOT otrzyma³y 20 samolotów CSS-13, z których 19 przystosowano do celów rolniczych. Przeróbki dokonano w Zak³adach Sprzętu Lotnictwa Sportowego nr 3 w Poznaniu, zabudowuj¹c aparaturę wed³ug dokumentacji radzieckiej. W miejscu drugiej kabiny usytuowany by³ zbiornik dla 250 kg preparatów chemicznych, z ty³u za kabin¹ pilota znajdowa³ się wiatraczek napędzaj¹cy mieszad³o (rys. 186), a pod kad³ubem zamocowany by³ rozpylacz proszków. Wśród przebudowanych maszyn znajdowa³ się prototyp CSS-13 SP-AKZ. W 1956 r. samoloty rolnicze zosta³y przekazane



Rys. 185. Kabiny załogi i stojak dla k.m. w samolocie CSS-13



Rys. 186. Samolot CSS-13 w wersji rolniczej

aeroklubom regionalnym, w związku z przejściem przez APRL akcji opylania upraw i lasów.

Produkcję zakończono w 1955 r. po wypuszczeniu z WSK Okęcie około 320 maszyn tego typu. Razem z poprzednimi 180 egzemplarzami z WSK Mielec daje to ³¹czn¹ liczbę około 500 CSS-13, bez wliczania późniejszej wersji S-13. Z tego dla wojska dostarczono ok. 300 sztuk, dla aeroklubów 180 i na eksport 20 CSS-13. Również w WSK Kalisz zakończono produkcję silnika M-11 w 1957 r., po wypuszczeniu ponad 1500 sztuk w wersjach D i FR.

Od 1955 r. wojsko zaczęło stopniowo przekazywać samoloty CSS-13 aeroklubom, poważnie zasilając park maszynowy lotnictwa sportowego (rys. 187). W ciągu siedmiu lat — do 1962 r. przekazano 209 CSS-13, z czego na poszczególne lata przypadało: 1955 r. — 73 szt., 1956 r. — 8 szt., 1957 r. — 52 szt., 1958 r. — 16 szt., 1960 r. — 41 szt., 1961 r. — 19 szt. Ostatni CSS-13, nr fabr. 42071, był przekazany przez OSL-4 Dęblin do Aeroklubu Kujawskiego. Samolot został przebazowany z Dębina do Inowrocławia w dniu 27 IX 1961 r. W „cywilu” maszyna otrzymała znaki SP-AIN.

W aeroklubach CSS-13 były nadal w szerokim zakresie wykorzystywane w latach czterdziestych. Oprócz szkolenia w pilotażu podstawowym, pilotażu bez widoczności ziemi i lotów treningowych, stosowano je również do wywożenia skoczków, holowania szybowców, lotów dyspozycyjnych itd.

W październiku 1962 r. IL na podstawie zlecenia udzielonego przez APRL w Warszawie i Centrum Szybowcowe w Lesznie przeprowadził próby w locie samolotu CSS-13 SP-BFM wyposażonego eksperymentalnie w mocniejszy silnik M-11FR ze śmigłem WD-451. W wyniku zmiany samolot zyskał nieco na prędkości wznoszenia oraz osiągnął pułap wyższy o 300 m. Po zakończeniu prób w locie uznano, że nieznaczny wzrost niektórych osiągnięć nie uzasadnia sto-

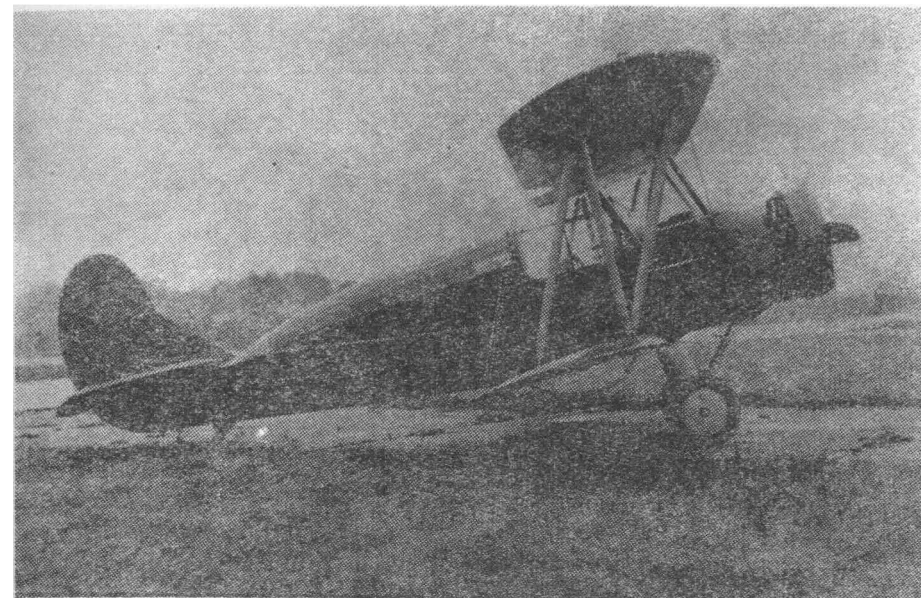


Rys. 187. Łącznikowy CSS-13 SP-AAG, jeden z pierwszych egzemplarzy przekazanych przez lotnictwo wojskowe do APRL. Na kadłubie i sterze kierunku widoczne są zamalowane szachownice

sowania do CSS-13 droższego, a więc mniej ekonomicznego w tym przypadku silnika. Dlatego dokonywanie podobnych zmian na innych samolotach tego typu uznano za niecelowe.

Większość CSS-13 skasowano na przełomie lat sześćdziesiątych i siedemdziesiątych. Niemniej jednak w niektórych aeroklubach do 1976 r. używane były pojedyncze egzemplarze, jak np. w Aeroklubie Grudzińskim (SP-BFN), Aeroklubie ROW w Rybniku, w Aeroklubie Kujawskim we Włocławku i w Aeroklubie Szczecińskim. Na rybnickim ceesie wyprodukowanym w 1952 roku wylatano ponad 2000 godzin i przelecano z gór 300 000 km. W stanie pełnej sprawności do lotu utrzymano szczeciński CSS-13 SP-AOL (rys. 188), który demonstrowano w powietrzu jeszcze w 1978 r.

Osobny rozdział w historii opisywanych maszyn stanowi oryginalna polska wersja sanitarna, oznaczona jako S-13 (rys. 189). Wobec wykruszenia posiadanego niejednolitego sprzętu lotnictwa sanitarnego wystąpiła w 1953 r. pilna potrzeba odnowienia parku samolotowego. Również w wojsku podjęto decyzję ponownej organizacji pododdziałów, przeznaczonych do powietrznego transportu chorych. W tym samym roku zlecono Instytutowi Lotnictwa opracowanie dokumentacji zmodyfikowanego CSS-13 przystosowanego do przewozu chorego i lekarza. Projekt samolotu został opracowany w Państwowym Biurze Konstrukcyjnym Instytutu Lotnictwa, kierowanym przez mgr. inż. Tadeusza Sołtyka. Dla nowej maszyny przyjęto układ, w którym chory umieszczony został na noszach, ustawionych na grzbiecie kratownicy kadłuba. Nosze były osłonięte pokrywą odchylaną na bok, umocowaną na zawiasach. Pokrywa stanowiła całość z oszkloną limuzyną, osłaniającą pilota i lekarza. Dostęp do ich kabiny za-

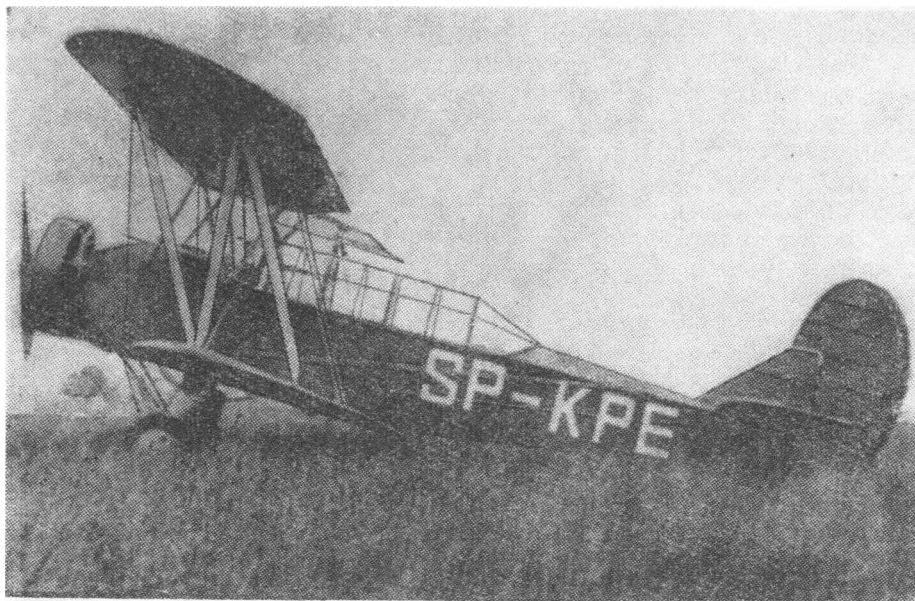


Rys. 189. Prototyp samolotu sanitarnego S-13

pewniony był po odsunięciu do tyłu limuzynki na prowadnicach. Lekarz mógł siedzieć twarzą w kierunku lotu lub odwrócony plecami do pilota. Na pokładzie znajdowała się apteczka z zestawem niezbędnych przyborów i leków, oprócz tego lekarz dysponował aparaturą tlenową dla chorych. Silnik samolotu został osłonięty wiskim pierścieniem Townenda, zmniejszającym opór aerodynamiczny. Prototyp samolotu zbudowano i oblatano w 1953 r. W czasie prób w locie okazało się jednak, że przy załadunkowym samolocie o dużej masie ulega zbyt wielkiemu przesunięciu do tyłu: Zjawisko następowało w miarę zużywania paliwa ze zbiornika. W tej sytuacji maszyna stawała się niestabilna i trudna do prowadzenia w powietrzu. Wkrótce S-13 został jednak dopracowany konstrukcyjnie w biurze konstrukcyjnym WSK Okęcie przez zespół inż. Stanisława Lassoty i oddany do produkcji seryjnej. Maszyny były produkowane w WSK Okęcie w latach 1954–1955, równoległe z CSS-13. W tym okresie zbudowano 59 egzemplarzy S-13, z tego 50 nowych i 9 przerobionych ze szkolno-31cznikowych, w tym 6 z CSS-13 i 3 z Po-2. Jeden S-13 był zbudowany w nietypowej postaci z trzema otwartymi kabinami dla transportu chorego w pozycji siedzącej. Daje to 31czną liczbę około 550 wyprodukowanych CSS-13 we wszystkich wersjach i odmianach.

W międzyczasie pracownicy WSK Okęcie zbudowali w czynie społecznym pasażerską odmianę S-13, oznaczoną jako CSS-13P, z trzmiema krytymi kabinami. Samolot ze znakami SP-KPE (rys. 190). służył w latach 1954–1971 jako dyspozycyjna maszyna wytwórni, przy czym okresowo był udostępniany innym użytkownikom.

Pośród wyprodukowanych S-13 40 maszyn zostało przeznaczonych dla wojska, a 19 zakupiło w 1955 r. lotnictwo cywilne. Pierwsze



Rys. 190. CSS-13P SP-KPE pasażerski wariant samolotu S-13

11 samolotów otrzymały w tym samym roku zespoły lotnictwa sanitarnego w Bydgoszczy, Poznaniu, Łodzi, Katowicach, Krakowie, Lublinie, Białymstoku, Wrocławiu i w Warszawie.

W lotnictwie wojskowym S-13 znajdowały się do końca 1958 r., kiedy całkowicie zostały zastąpione sanitarną wersją *Jak-12*. W okresie 1956–1958 r. wojsko przekazało do resortu zdrowia 37 S-13, z czego przypadało na poszczególne lata: 1956 — 12 szt., 1957 — 20 szt., 1958 — 5 szt. Razem w lotnictwie cywilnym znalazło się 56 S-13. Maszyny te były wykorzystywane dla transportu chorych do 1965 r. (rys. 191). W następnych latach pozostawiono gdzieś kilka samolotów sukcesywnie wycofywanych i przeznaczanych często do celów transportowych lub szkoleniowych. Pod koniec tego okresu S-13 wykorzystywano przeważnie do przewozu leków lub żywności, zwłaszcza w przypadkach klęsk żywiołowych.

Później przekazywano S-13 innym użytkownikom, u których były wykorzystywane do lotów dyspozycyjnych. Jedną z maszyn tego typu SP-KXF otrzymał od lotnictwa sanitarnego Harcerski Szczęp Spadochronowy przy Aeroklubie Wrocławskim. Niektóre były przekazane do użytku aeroklubom jako sprzęt treningowy. W 1975 r. jeszcze dwa S-13 znajdowały się w stanie nadającym się do lotu; były to SP-AXN w Aeroklubie Opolskim i SP-AXS w Aeroklubie Robotniczym w Łowidniku.

CSS-13 przeszły na trwałe do historii polskiego lotnictwa. Znaczenie tych samolotów było wielkie. Na nich bowiem stawiała pierwsze kroki w powietrzu i poznawała tajniki pilotażu większość polskich pilotów wyszkolonych w latach pięćdziesiątych i sześćdziesiątych. CSS-13 był również pierwszym samolotem budowanym po wojnie w dużej serii przez nasz przemysł lotniczy. Obecnie można je naj-



Rys. 191. S-13 SP-AXL przekazany przez lotnictwo wojskowe lotnictwu sanitarnemu

częściej spotkać w muzeach. W Muzeum Lotnictwa i Astronautyki w Krakowie znajdują się na przykład egzemplarze w wersjach: śmigłowo-bombowej z namalowanymi szachownicami i numerem „5” na usterzeniu kierunku, szkolnej nr fabr. 49-069 z rejestracją SP-API i sanitarnej S-13 SP-AXT.

Przeznaczenie, konstrukcja, uzbrojenie i dane techniczne

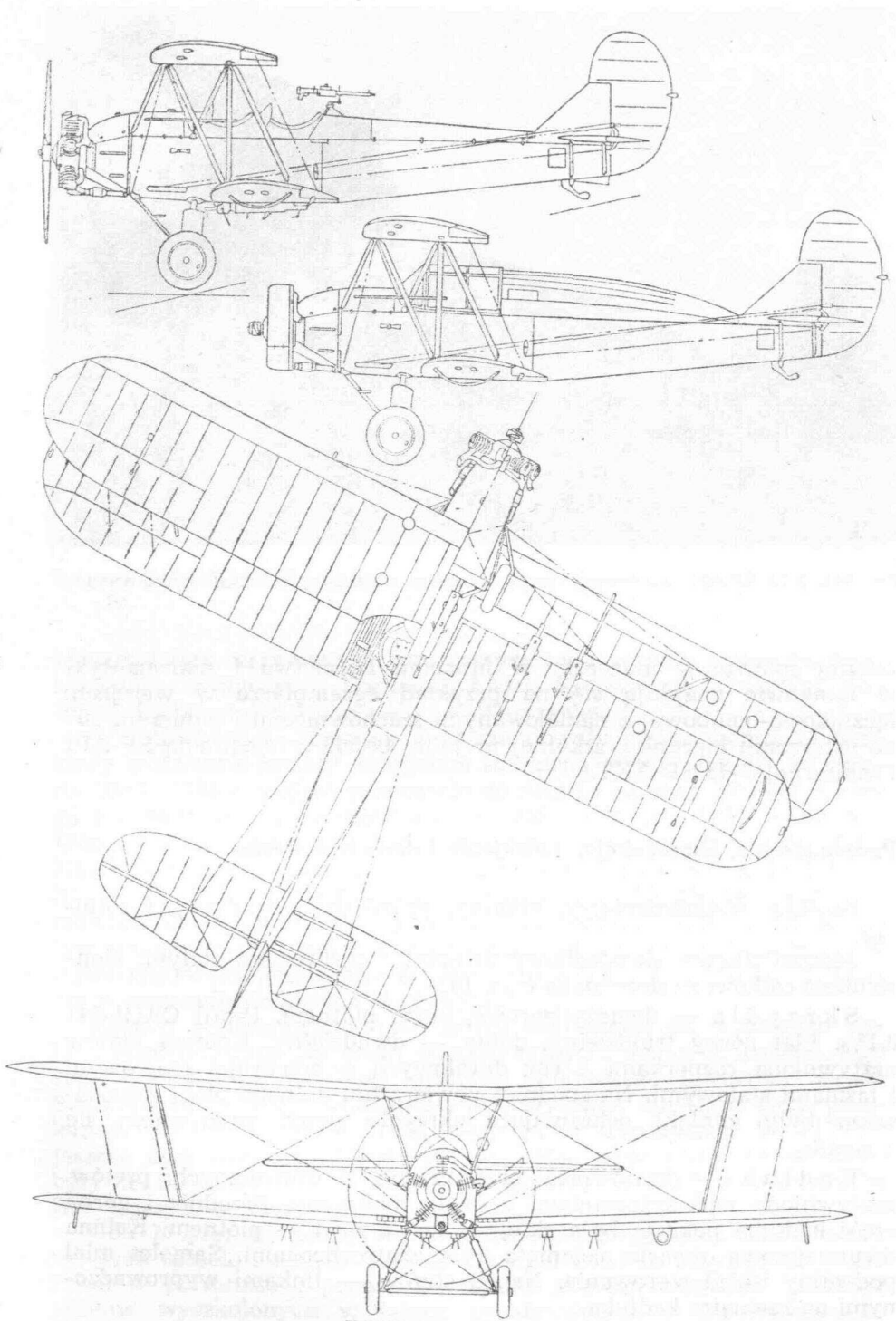
Samolot wielozadaniowy, szkolny, śmigłowy, sanitarny i rolniczy.

Jednosilnikowy, dwuosobowy dwupłat z podwoziem stałym. Konstrukcja całkowicie drewniana (rys. 192).

Skrzydła — dwudźwigarowe, kryte płótnem. Profil CAGI-541 8,1%. Płat górny trójdzielny, dolny — dwudzielny. Komora płatów usztywniona rozporkami z rur duralowych o przekroju kropłowym i tałami stalowymi. Na spodniej powierzchni dolnego płata zamocowane były kabiny ochroniające skrzydło przed zetknięciem się z ziemią.

Kadłub — kratownica przestrzenna z drewnianych prętów, usztywniona wykrzywieniami z drutu stalowego. Przednia i górna część kadłuba pokryta była sklejką, boki i spód — płótnem. Kabina dwumiejscowa otwarta, osłonięta była wiatrochronami. Samolot miał podwójny układ sterowania. Napęd sterów — linkami wyprowadzonymi na zewnętrzny kadłub.

Usterzenie — poziome podparte zastrzałami miało klapki wyważające (trymery) nastawiane z kabiny załogi. Usterzenie pionowe



Rys. 192. Sylwetki samolotów CSS-13 i S-13

miało kompensację rogów¹. Ster kierunku był sprężony z poziomem ogonów¹. Pokrycie usterzenia — płótnem.

Podwozie — stałe dwugoleniowe z osi¹ niedzieloną¹. Amortyzatory ze sznurów gumowych. Koła o dużej średnicy 700 mm z ogumieniem wysokiego ciśnienia. W zimie zamiast kół zakładano narty o długości 2,2 m i szerokości 0,33 m. Płaza ogonowa drewniana, okuta, amortyzowana sznurem gumowym.

Zespół napędowy: silnik gwiazdowy chłodzony powietrzem M-1W o mocy startowej 92 kW (125 KM) i trwałej 85 kW (115 KM). Emigło WD-14 o 2,35 drewniane dwuopłotowe o skoku stałym. Zbiornik paliwa o pojemności 126 dm³ mieścił się w kadłubie przed kabiną¹ załogi.

Samolot S-13 miał zmiany konstrukcyjne opisane poprzednio w treści rozdziału.

Uzbrojenie: 1 k.m. ruchomy SzKAS kal. 7,62 mm, zamocowany na stojaku za tylną kabiną¹. Bomby różnych wagomiarów o łącznej masie do 300 kg.

Dane techniczne

	jedn. miary	CSS-13 wersja cznikowa	S-13
Rozpiętość	m	11,4	11,4
Długość	m	8,17	8,17
Wysokość	m	3,1	3,1
Powierzchnia nośna	m ²	33,15	33,15
Masa własna	kg	723	900
Masa użyteczna	kg	334	364
Masa całkowita	kg	1057	1264
Prędkość maksymalna	km/h	150	162
Prędkość przelotowa	km/h	110	115
Prędkość lądowania	km/h	70	74
Prędkość wznoszenia	m/s	2	0,9
Piętra	m	3000	2500
Zasięg	km	650	400

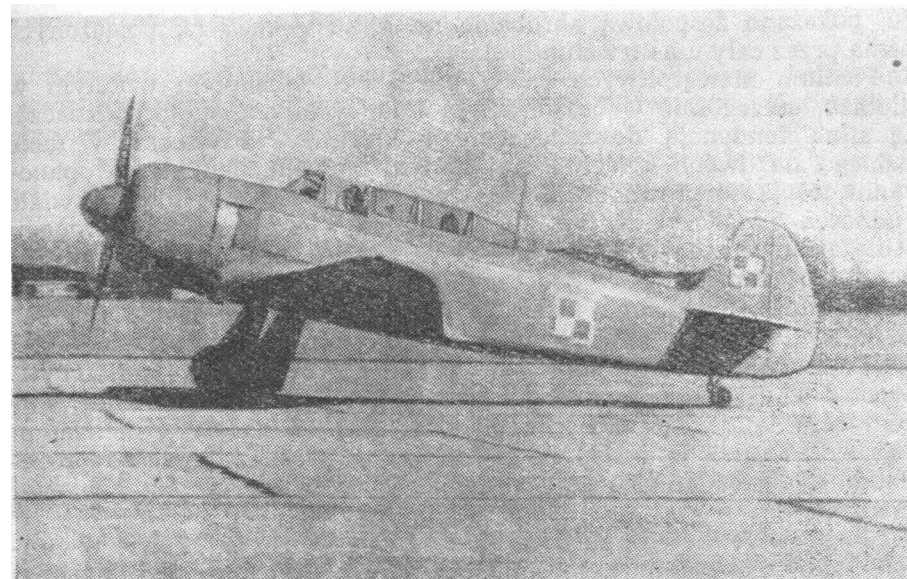
Wkrótce po zakończeniu wojny i zrealizowaniu zadań związanych z konstruowaniem sprzętu bojowego przez zespół Aleksandra S. Jakowiewa przystąpiła w 1945 r. do opracowania projektu ekonomicznego samolotu przejściowego. Maszyna była przeznaczona dla uczniów pilotów zaawansowanych w szkoleniu, posiadających ukończoną serię lotów na UT-2 i zakwalifikowanych do dalszego szkolenia w grupie samolotów myśliwskich. Projektowana maszyna z oznaczeniem Jak-11 miała zastąpić dwuosobowe Jak-9W i Ułan-5, stanowiła wojenną przeróbkę samolotów bojowych. Konstruktorzy zaszyli, że przy osiach niewiele odbiegających od oryginalnych osi myśliwców będzie to samolot prosty w konstrukcji i tani w eksploatacji, zastępujący z powodzeniem kosztowne dla procesu szkolenia maszyny bojowe.

Uk³ad i kszta³t nowego samolotu nawi¹zywa³ do rozwi¹zañ konstrukcyjnych rodziny my³liwców Jakowlewa, przy czym kad³ub konstrukcj¹ przypomina³ znany w Polsce samolot *Jak-9W*, a skrzyd³o zosta³o zapo³yczne z *Jaka-3*. Zasadnicz¹ r³õnicê stanowi³ silnik gwiazdowy ASz-21 o mocy 515 kW (700 KM), konstrukcji Arkadiego Szwecowa. Mocne podwozie pozwala³o na u¿ytkowanie *Jaka-11* z lotnisk o nawierzchni trawiastej. Wyposa¿enie radionawigacyjne umo¿liwia³o wykonywanie lotów w warunkach ograniczonej widocznoœci, a zastosowane uzbrojenie strzeleckie i bombowe dawa³o sposobnoœæ wykorzystania samolotu do nauki walki powietrznej, nauki strzelania w powietrzu i nauki bombardowania. Zabudowany w kad³ubie lotniczy aparat fotograficzny (AFA) ipozwala³ na prowadzenie szkolenia w rozpoznaniu lotniczym. Prototyp zosta³ oblatany w 1964 r. i w tym samym roku przeprowadzono próby w locie, kwalifikuj¹c maszynê do u¿ytkowania w jednostkach szkolnych.

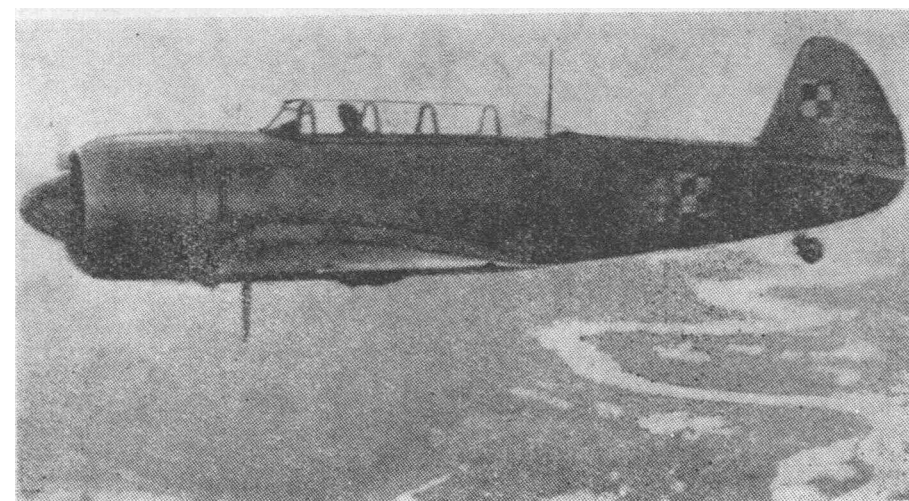
Produkcjê seryjn¹ samolotów *Jak-11* uruchomiono w 1947 r. i pod koniec tego roku pierwsze egzemplarze tego typu zosta³y dostarczone do radzieckich szk³³ lotniczych i do jednostek my³liwskich. W 1951 r. radzieccy piloci ustanowili na *Jak-11* kilka œwiatowych rekordów zarejestrowanych przez FAI w klasie C-1d: prêdkoœæ 471 km/h na dystansie 500 km, 433 km/h na dystansie 1000 km, 359 km/h na dystansie 2000 km i odleg³oœæ lotu — 1990 km.

W 1956 r. opracowano w Zwi¹zku Radzieckim now¹ wersjê *Jak-11U* z tr³jko³owym podwoziem, ale samolot ten nie wszed³ do produkcji seryjnej. Og³³em w ZSRR zbudowano 3859 sztuk *Jak-11*. Z licencji produkowano samoloty tego typu równie¿ w Czechos³owacji — w wytw³rni SPP Kunowice. Czeskie *Jaki-11*, oznaczone jako *C-11*, by³y w CSRS przydzielane równie¿ do aeroklubów, gdzie zdobyto na nich szereg krajowych rekordów w klasie C-1d. W okresie 1952—1956 wypuszczono 707 *C-11*, co z poprzednio wymienionymi radzieckimi *Jak-11* czyni pokaŹn¹ liczbê 4566 maszyn tego typu. W Kunowicach równie¿ zbudowano egzemplarz w wersji z tr³jko³owym podwoziem, oznaczony jako *C-11U*; maszyna ta nie by³a produkowana seryjnie, *Jak-11* u¿ywany by³ przez lotnictwo wojskowe w krajach obozu socjalistycznego: w Albanii, Bu³garii, ChRL, Czechos³owacji, NRD, Polsce, Rumunii, na Wêgrzech i w Wietnamskiej RLD. Ponadto *Jaki-11* by³y w wyposa¿eniu si³ powietrznych krajów neutralnych i krajów trzeciego œwiata: Austrii, Afganistanu, Algierii, Egiptu, Iraku, Jemenu, Gwinei i Syrii.

Do Polski pierwszy *Jak-11* zosta³ dostarczony w paŹdzierniku 1949 r. Samolot skierowano do eksploatacji próbnej w OSL Dêblin, razem z prototypem LWD *Junak-1*. Wiêksz¹ iloœæ tych maszyn zaczêto sprowadzaæ pocz¹wszy od 1950 r. najpierw ze Zwi¹zku Radzieckiego (rys. 193), a p³³niej z Czechos³owacji (rys. 194). W OSL *Jak-11* stosowany by³ na II roku szkolenia w pilota¿u przejêciowym pomiêdzy samolotami *Jak-18* a odrzutowym *MIG-15UTI*. -Wiosn¹ 1950 r. *Jaki-11* otrzyma³y równie¿ jednostki lotnictwa my³liwskiego, w których wykorzystywano je g³³wnie do szkolenia i treningu bez widocznoœci ziemi oraz do kontroli umiejêtnoœci pilota¿owych personelu lataj¹cego, a ponadto do wznawiania nawyk³w u pilotów po przerwie w lotach na maszynach bojowych. Maszynê zademonstrowano publicznie po raz pierwszy podczas pokazów lotniczych na Okêciu w dniu 26 VIII 1951 r. W nastêpnym roku — 20 VII 1952 r., równie¿ na Okê-



Rys. 193. Samolot szkolno-treningowy *Jak-11* produkcji radzieckiej (fot. IŁ)



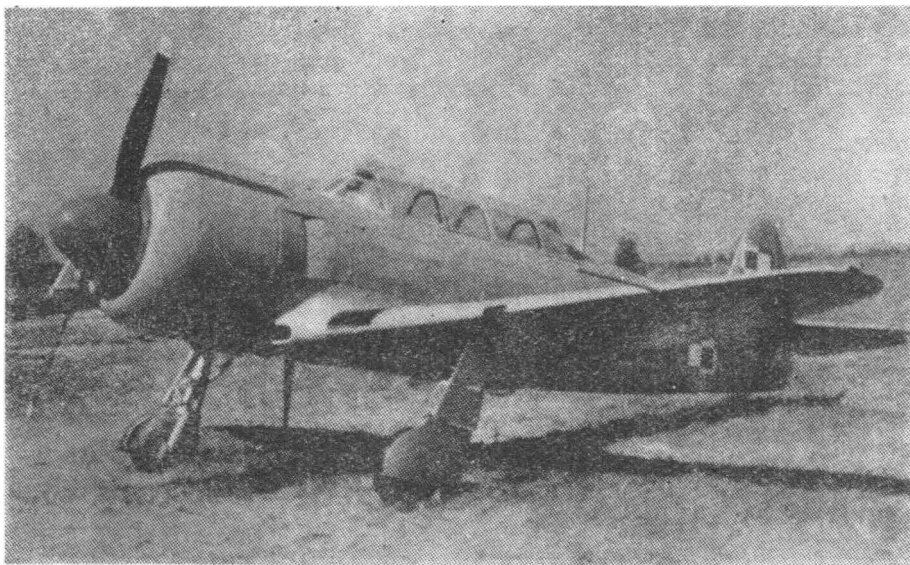
Rys. 194. Samolot *Jak-11* (*C-11*) produkcji czechos³owackiej z OSL-4 w Dêblinie

ciu, pokazano zespo³ow¹ akrobacjê na kilku *Jakach-11*, po³¹czonych ta^{em}¹ przez ca^{3y} czas trwania lotu.

" Pomimo niew¹tpliwych zalet *Jak-11* by³ samolotem trudnym w pilota^{3u}, szczególnie w czasie startu i l¹dowania. Samolot odznacza³ siê siln¹ tendencj¹ do schodzenia z kierunku, zw³aszcz^a w fazie rozbiegu na dwóch ko³ach z uniesionym ogonem. Jednak po opanowaniu tajników prowadzenia maszyny latanie na niej nie sprawia^{3o} trudno^{ci}. Ęwiadczy³ za tym fakt istnienia wielu zespo³ów akrobacji lotniczej, zw³aszcz^a w ĆSRŚ. Niektóre z nich popisywa^{3y} siê swoimi umiejêtno^{ci}ami w Polsce podczas pokazów z okazji Ęwiêta Lotnictwa.

W lotnictwie polskim maszyny tego typu przystosowano równie³ do holowania celów powietrznych. W styczniu 1957 r. za samolotem *Jak-11* oblatany zosta³ prototyp polskiego celu lataj¹cego ITWL *Gacek-2* konstrukcji mjr. in³. Adama Lewandowskiego. Oblatywaczem celu lataj¹cego by³ mjr pil. Zdzis³aw Plezia. W tym samym roku skierowano do Instytutu Lotnictwa dwa samoloty *Jak-11* przeznaczone do bada³ i prób porównawczych z samolotami polskiej konstrukcji.

S^{3u}z³bê w lotnictwie polskim *Jaki-11* zako³czy^{3y} w 1961 r. W procesie szkolenia zast¹pi^{3y} je samoloty *TS-8 Bies*, konstrukcji i produkcji krajowej. Jeden z ostatnich samolotów *Jak-11*, z numerem „8” na kad³ubie, by³ wystawiony na Wroc³awskim Salonie Lotniczym na lotnisku Pilczyce, w dniach 13—30 IX 1959 r. Inna maszyna z numerem „36” zosta^{3a} przekazana do O^{er}odka Ekspozycji Lotniczej i wystawiona w sierpniu 1964 r. na lotnisku Rakowice w Krakowie (rys. 195). Obecnie samolot znajduje siê w Muzeum Lotnictwa i Astronautyki. Drugi zachowany *Jak-11* z numerem 04 znajduje siê w Muzeum Wyzwolenia Poznania. Obydwa cenne eksponaty nale³ do nielicznych egzemplarzy tego typu na ³wiecie.



Rys. 195. Jeden z ostatnich egzemplarzy *Jak-11* zachowany w Muzeum Lotnictwa i Astronautyki w Krakowie (fot. Andrzej Marga^{3a})

Przeznaczenie i konstrukcja

Samolot treningowy, przejêciowy na maszyny bojowe. Jednosilnikowy, dwuosobowy dolnop^{3at} z chowanym podwoziem. Konstrukcja p^{3atowca} metalowa (rys. 196).

Skrzyd^{3o} — dwud^{3y}wigarowe ca³kowicie metalowe, pokrycie z blachy duralowej. Lotki kryte p³ótnem, klapy krokodylowe z blachy duralowej.

Kad^{3ub} — kratownica przestrzenna spawana z rur stalowych, oprofilowana listwami drewnianymi. W samolocie *C-11* oprofilowanie wykonane by^{3o} z elementów t^{3oczonych} z blachy duralowej. Pokrycie czê^{ci} przedniej blach¹ duralow¹, tylnej p³ótnem. Kabina w uk³adzie tandem. Miejsca ucznia z przodu, instruktora z ty^{3u}. Uk³ad sterownic podwójny (dwuster).

Podwozie — g³ówne chowane, amortyzatory — olejowo-powietrzne. Kó³ko ogonowe w prototypie i pierwszych egzemplarzach seryjnych chowane w locie, pó³niej w wiêkszo^{ci} maszyn montowano kó³ko ogonowe jako sta^{3e} — nie os^{3oniête}.

Usterzenie — konstrukcja metalowa. Ster wysoko^{ci} wywa^{3ony} masowo i aerodynamicznie. Pokrycie stateczników — blach¹ duralow¹, sterów — blach¹ i p³ótnem.

Zespo³ napêdowy — silnik gwiazdowy ch³odzony powietrzem ASz-21 o mocy startowej 515 kW (700 KM) i trwa^{3ej} 420 kW (570 KM) os^{3oniête} pier^{ci}eniem NAGA z regulowanym wlotem powietrza. Ęmig^{3o} dwu^{3opatowe} metalowe przestawialne WISz-111-W20 lub WISz-111-D15 o ³rednicy 3,0 m. Piasta ³mig^{3a} z mechanizmem zmiany skoku i przeciwcie³arami os^{3oniête} by^{3a} du^{3ym} ko³pakiem.

Uzbrojenie i wyposażenie

Jeden k.m. sta^{3y} zsynchronizowany UBS ka³. 12,7 mm, zabudowany z lewej strony silnika, przed kabin¹ pilota. Foto k.m. S-13 montowany by³ na obudowie wiatrochronu lub w nosku prawego skrzyd^{3a}. Pod skrzyd^{3em} zamocowane by^{3y} zamki do podwieszania dwóch bomb o wagomiarze 25 do 50 kg ka³da.

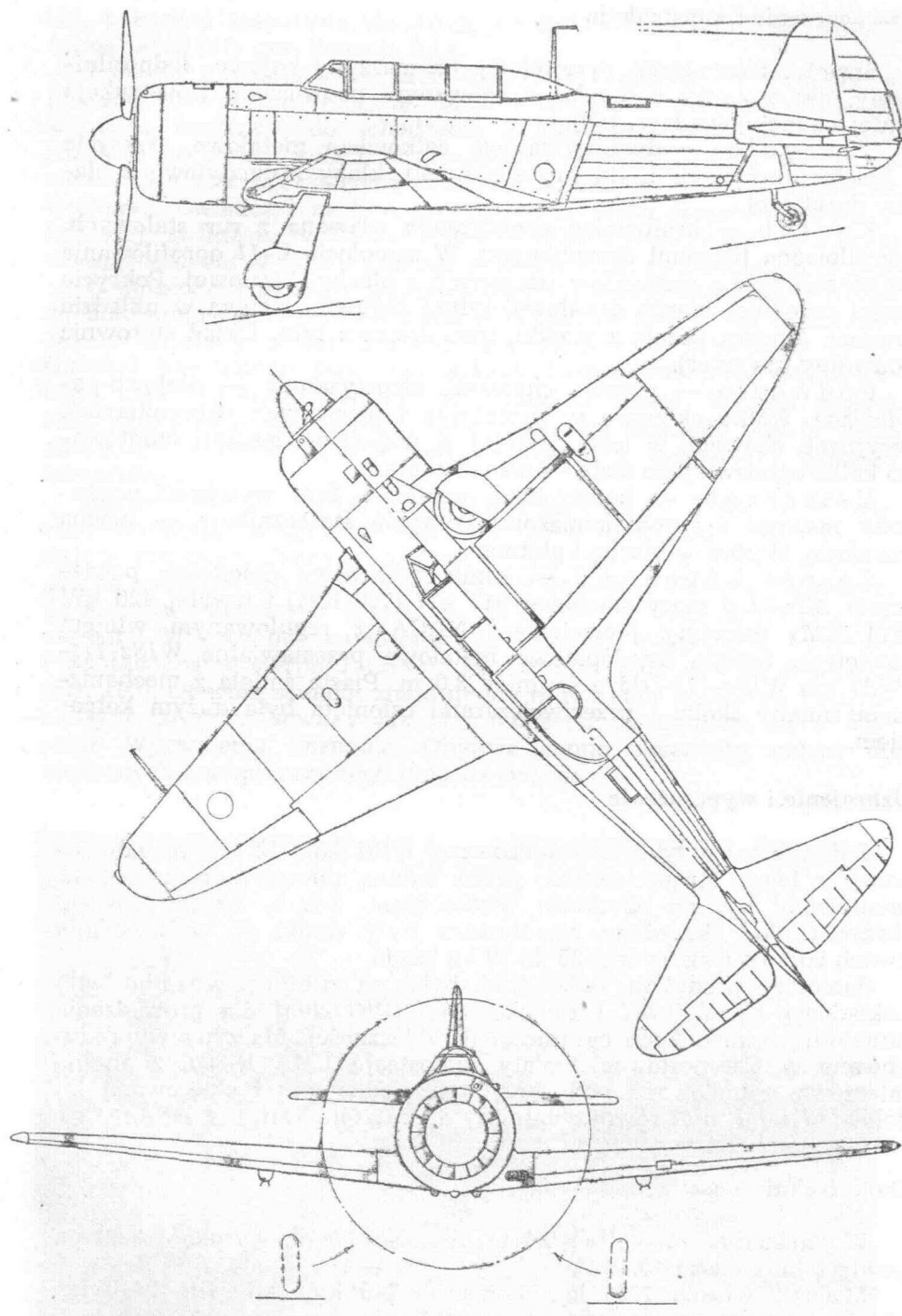
Samoloty produkcji radzieckiej by^{3y} wyposażone w radiostacjê pok^{3adow¹} KF RSI-6K i radiokompas RPKO-10M dla prowadzenia samolotu w warunkach ograniczonej widoczno^{ci}. Maszyny wyprodukowane w Czechos³owacji mia^{3y} radiostacjê UKF R-800, z anten¹ mieczow¹, zabudowan¹ pod skrzyd^{3em} ³rodkowym i skierowan¹ ku do³owi. *Jak-11* mia³ równie³ lotniczy aparat fotograficzny AFA.

Dane techniczne

Wymiary: rozpiêto³ 9,4 m, d³ugo³ 8,5 m, wysoko³ 3,28 m, powierzchnia no^{3na} 15,4 m².

Masy: w³asna 1900 kg, u³yteczna 540 kg, ca³kowita 2440 kg, obci¹żenie powierzchni no^{3nej} 158 kg/m².

Osi¹gi: prêd^{ko}3 maksymalna 460 km/h na wysoko^{ci} 2250 m, prêd^{ko}3 przelotowa 380 km/h, prêd^{ko}3 l¹dowania 127 km/h, pu^{3ap} 7950 m, zasiêg 1250 km, rozbieg 395 m, dobieg 500 m.



Rys. 196. Sylwetka samolotu Jak-11

W 1943 r. biuro konstrukcyjne A. S. Jakowlewa opracowało nową wersję samolotu UT-2, oznaczoną jako UT-2MW lub UT-2wz.44. Zbudowany samolot eksperymentalny był studium rozwojowym i bardzo przypominał późniejszy Jak-18, różniąc się od niego trójgoleniowym stałym podwoziem z owiewkami kół oraz słabszym silnikiem M-11E o mocy 107 kW (145 KM).

Niezwłocznie po zakończeniu wojny w 1945 r. opracowano projekt samolotu szkolno-treningowego Jak-18, wykorzystując przy tym doświadczenie, wynikające z wieloletniej eksploatacji samolotu UT-2 i wyników prób z eksperymentalnym UT-2wz.44. Samolot Jak-18 miał chowane podwozie i był napędzany silnikiem M-11FR o mocy 118 kW (160 KM). Perspektywicznie przewidywano zastosowanie mocniejszego silnika o mocy dwukrotnie większej bez konieczności dokonywania poważniejszych przeróbek w konstrukcji płatowca. W 1946 r. prototyp został oblatany i przeszedł komplet prób i badań w locie. Po dokonaniu oceny przez Komisję państwową Jak-18 został dopuszczony do użytkowania w szkołach lotniczych i zakwalifikowany do produkcji seryjnej. Od 1946 r. samoloty Jak-18 były produkowane w Zakładach Lotniczych w Charkowie, a w 1956 r. uruchomiono na Węgrzech licencyjną produkcję tych maszyn.

Jaki-18 odznaczały się dobrymi osiągnięciami, w latach 1949–1954 ustalono na nich szereg międzynarodowych rekordów w zakresie prędkości wysokości i odległości lotu. Maszyna doczekała się wielu wersji rozwojowych:

- Jak-18U z trójpodporowym podwoziem, przy czym podwozie główne chowane było w kierunku do przodu. Silnik M-11FR — taki sam, jak poprzednio, ale ze zmienioną osłoną, o mniejszych kołpakach;
- Jak-18A wariant zbudowany w 1957 r. z silnikiem AI-14R o mocy 191 kW (260 KM) i osłoną NACA, podwozie trójpodporowe. Statecznik pionowy miał ukośną wygiętą krawędź natarcia przechodzącą płynnie w grzbiet kadłuba;
- Jak-20 rozwój wariantu poprzedniego, różniący się m.in. kołem przednim chowanym całkowicie w kadłub. Nie produkowany seryjnie;
- Jak-18P wariant jednoosobowy, zbudowany w 1960 r. na mistrzostwa świata w akrobacji lotniczej w Czechosłowacji. Miał podwozie główne chowane w kierunku do środka kadłuba. Używany również podczas następnych mistrzostw na Węgrzech i w Hiszpanii. Na zlecenie DOSAAF zbudowano ponad 100 sztuk;
- Jak-18PM dalszy rozwój poprzedniej wersji, zbudowany na IV mistrzostwa świata w Moskwie w 1968 r. Silnik AI-14RF o mocy 221 kW (300 KM). Kabina pilota przesunięta do tyłu;
- Jak-18PS — odmiana poprzedniej wersji, różniła się dwukołowym podwoziem;
- Jak-18T zupełnie przekonstruowany czteroosobowy samolot z silnikiem M-14 o mocy 221 kW (300 KM) przeznaczony dla cywilnych szkół lotniczych oraz do lotów dyspozycyjnych;
- Jak-50 samolot akrobacyjny oblatany w 1974 r., ewolucyjny wariant rozwojowy linii Jak-18.

Od 1946 do 1957 r. zbudowano ponad 7000 sztuk tych maszyn, w różnych wersjach i odmianach. Jaki-18 były używane w wielu

krajach obozu socjalistycznego: w Albanii, Bu³garii, NRD, Polsce, Rumunii, na Węgrzech, ChRL i KRLD. Pewn¹ ilość tych maszyn dostarczono również dla lotnictwa wojskowego Austrii i Afganistanu.

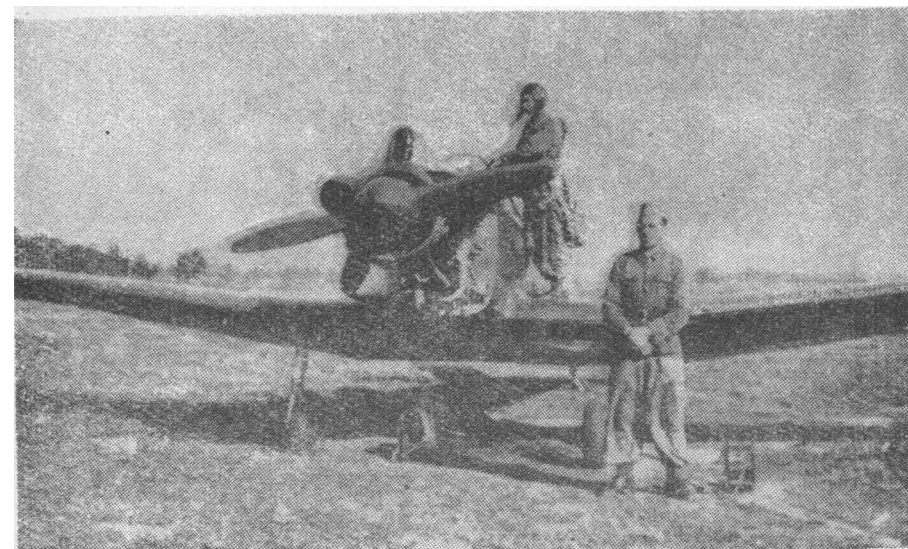
W Polsce po raz pierwszy zetknięto się z opisywanym samolotem na XXI MTP w Poznaniu, gdzie by³ eksponowany w dniach 24 IV—9 V 1948 r. Pokazano go wówczas po raz pierwszy za granic¹ ZSRR, stanowi³ propozycję eksportow¹ przemys³u radzieckiego. Pierwsze *Jak-18* zosta³y sprowadzone do OSL-4 im. Jana Krasickiego w Dêblinie w 1950 r. (rys. 197). Do końca 1951 r. zast¹pi³y one ca³kowicie wys³u³one *UT-2*. W 1952 r. samoloty *Jak-18* zosta³y wprowadzone również do eskadr szkolnych OSL-5 im. Wirki i Wigury w Radomiu. Dowódc¹ jednej z radomskich eskadr *Jak-18* by³a wówczas jedna z nielicznych kobiet — oficerów s³u³by czynnej mjr pil. (obecnie p³k rez.) Irena Sosnowska. *Jak-18* w szko³ach lotniczych by³ wykorzystywany do lotów szkolnych i akrobacyjnych, do lotów nawigacyjnych po trasie oraz do lotów bez widoczno³ci horyzontu — w chmurach i w nocy.

Jak-18 by³ demonstrowany pierwszy raz przed publiczno³ci¹ 26 VIII 1951 r. z okazji Œwiêta Lotnictwa na Okêciu. W nastêpnym roku — 20 VII 1952 r. na Zlocie M³odych Budowniczych Polski Ludowej zorganizowano pokazy lotnicze, na których miêdzy innymi zademonstrowano akrobacjê zespo³ow¹ w wykonaniu kilku *Jak-18*, a z 27 wojskowych *Jak-18* uformowano na niebie napis ZMP. W czasie centralnych pokazów lotniczych 26 VIII 1956 r. pi¹tka *Jak-18* wykona³a z du¹ precyzj¹ wi¹zankê figur wy³szego pilota³u. Samoloty prowadzili: kpt. pil. Domal, kpt. pil. Mierzwiński, por. pil. Wasilewski, por. pil. Kowalski, por. pil. Graczyk. Tydzień póŹniej 21 IX 1956 r. na pokazach z okazji Œwiêta Lotnictwa w Łodzi para wojskowych *Jak-18* prowadzona przez mjr. pil. Łukowskiego zademonstrowa³a również efektown¹ wi¹zankê akrobacji lotniczej. W centralnych pokazach lotniczych 1957 r. na Okêciu pokaz akrobacji zespo³owej wykona³y na *Jakach-18* trzy kobiety — mjr pil. Karpik-Sosnowska, kpt. pil. Andrychowska i por. pil. Wieczorek. By³ to ostatni pokaz samolotów *Jak-18* z szachownicami. PóŹniej wystêpowa³y w znakach lotnictwa cywilnego.

Z chwil¹ wprowadzenia w 1958 r. samolotów *TS-8 Bies* do wyposażenia oficerskich szkó³ lotniczych zaczêto wycofywa³ *Jaki-18* przekazuj¹c je do aeroklubów regionalnych nale¹cych do APRL. Jeden z ostatnich *Jak-18* z szachownicami by³ wystawiony na Wroc³awskim Salonie Lotniczym od 13 do 30 IX 1959 r. na lotnisku w Pilzycach.

Polskie lotnictwo sportowe zakupi³o dwa pierwsze *Jak-18* produkcji radzieckiej w listopadzie 1951 r. Maszyny otrzyma³y znaki rejestracyjne SP-APT i SP-APU (rys. 198). Nastêpne egzemplarze tego typu APRL otrzyma³ w sierpniu 1957 r. By³y to samoloty produkcji wêgierskiej (rys. 199) z silnikami *M-11FR1*, dostarczonymi z WSK Kalisz. Kolejna partia tych maszyn nadesz³a w marcu 1958 r. Ogó³em APRL odebra³ wówczas 15 *Jak-18* wyprodukowanych na Węgrzech. Samolotom tym nadano rejestrację zaczynaj¹c¹ się od liter AO i AP, np. SP-AOA (nr fabr. EM012), SP-AOG (EM013), SP-APE (EM018), SP-APH (EM008) itd. Jeden egzemplarz z tej serii SP-AOI z nr fabr. EM011 zosta³ poddany skróconym próbom kontrolnym, wykonanym przez IL w drugiej po³owie 1957 r.

Lotnictwo wojskowe przekaza³o I partiê 9 *Jak-18* produkcji ra-



Rys. 197. *Jak-18* z OSL-4 im. Janka Krasickiego w Dêblinie. Samolot ma emig³o drewniane o skoku sta³ym



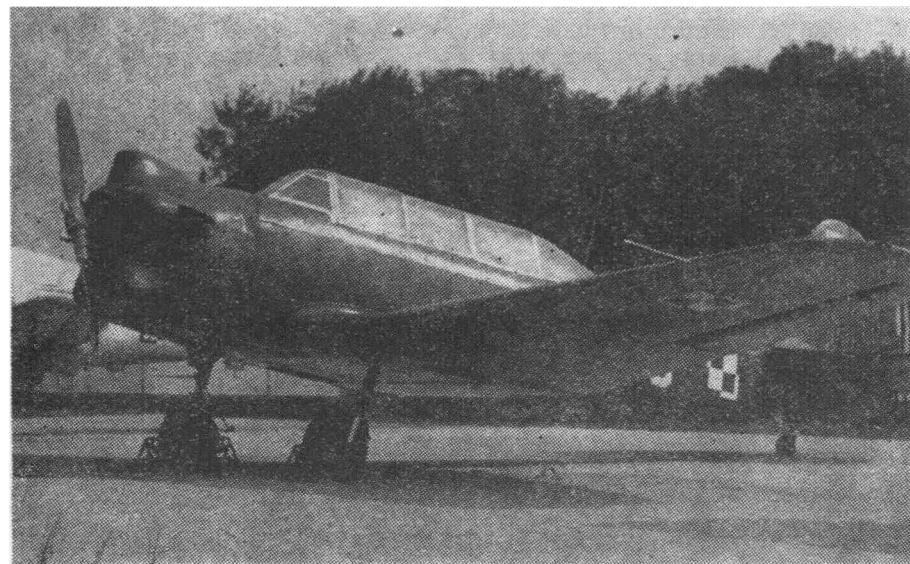
Rys. 198. Samolot SP-APU - jeden z pierwszych egzemplarzy *Jak-18* produkcji radzieckiej, zakupiony w 1951 r. przez Aeroklub LP



Rys. 199. Samolot *Jak-18* SP-AOP produkcji węgierskiej, nr fabr. EM-005, jeden z serii dostarczonej do APRL



Rys. **'Samolot** *Jak-18* SP-BNA maszyna produkcji radzieckiej, jedna z partii przekazanej przez wojsko do APRL. Na kadłubie i usterzeniu pionowym widoczne są ślady zamalowanych szachownic



Rys. 201. Samolot *Jak-18* zachowany w WOSL (fot. Roman Marcinkiewicz)

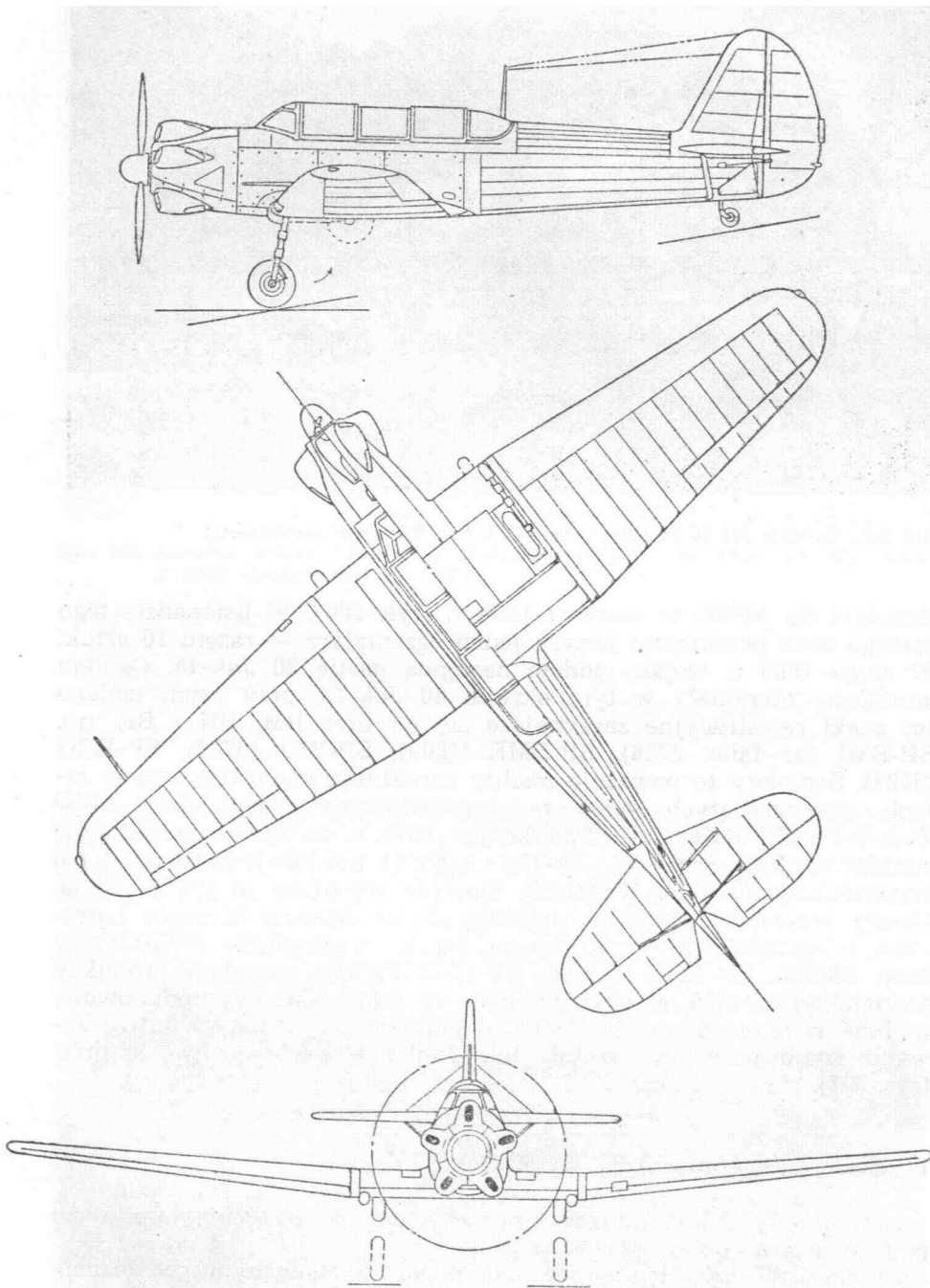
dzieckiej do APRL w czerwcu 1958 r. (rys. 200). W listopadzie tego samego roku przekazano jeszcze jeden egzemplarz — razem 10 sztuk. W ciągu 1960 r. wojsko oddało następną partię 30 *Jak-18*. Ogółem aerokluby otrzymały w tym okresie 40 *Jak-18*, przy czym nadano im znaki rejestracyjne zaczynające się od liter BM, BN i BR, np. SP-BMI (nr fabr. 9726), SP-BME (4009), SP-BRI (9732), SP-BRG (9724). Samoloty te poważnie zasiliły aerokluby, stanowiąc tam w latach sześćdziesiątych jeden ze standardowych typów obok *LWD Junak-2* i *TS-9 Junak-3*. Pod koniec 1975 r. na stanie aeroklubów znajdowało się jeszcze 17 *Jak-18*, z tego 11 produkcji radzieckiej i 6 wyprodukowanych na Węgrzech. Obecnie wycofano je już z użycia. Cztery skasowane samoloty znajdują się w zbiorach Muzeum Lotnictwa i Astronautyki w Krakowie. Są to egzemplarze SP-AOP nr fabr. EM005, SP-AOU EM016, SP-APR EM019 wszystkie produkcji węgierskiej z 1956 r. oraz SP-BRI nr fabr. 9732 wyprodukowany w 1954 r. przez przemysł ZSRR. Jeden *Jak-18* w barwach wojskowych znajduje się w WOSL im. Janka Krasickiego w Dęblinie (rys. 201).

Przeznaczenie, konstrukcja, wyposażenie i dane techniczne

Samolot szkolno-treningowy przeznaczony do szkolenia w pilotażu podstawowym i do lotów akrobacyjnych.

Jednosilnikowy, dwuosobowy dolnopłat z chowanym podwoziem. Konstrukcja metalowa (rys. 202).

Skrzydło — dwudźwigarowe, trójdzielne, miało szkielet duralowy. Część środkowa i keson oraz części doczepne pokryte były blachą duralową, reszta płótnem. Lotki szczelinowe duralowe pokryte



Rys. 202. Sylwetka samolotu Jak-18

płótnem. Kłapy krokodylowe wykonane z duralu mieściły się tylko pod skrzydłem środkowym. Napęd uruchamiania kłap — pneumatyczny.

Kadłub — kratownica przestrzenna spawana z rur stalowych, oprofilowana listwami drewnianymi. *Jaki-18* produkcji węgierskiej miała oprofilowanie z listew tłoczonych z blachy duralowej. Pokrycie części przedniej blach¹, tylnej — płótnem. Osłony kabiny odsuwane do tyłu. Kabina I przeznaczona była dla ucznia, a II dla instruktora. Układ sterownic podwójny (dwuster).

Usterzenie — szkielet z duraluminium. Stateczniki i sterzy miały noski z blachy duralowej, reszta pokrycia stanowiło płótno. Ster wysokości miał blaszki wyważające. Usterzenie wysokości podparte było zastrzażami, a usterzenie kierunku usztywnione cięgnami z drutu stalowego.

Podwozie — dwukołowe, jednogoleniowe, wciągane do tyłu, pozostawało w położeniu pochowanym. Amortyzatory — olejowo-powietrzne. Koło ogonowe stałe.

Zespół napędowy — silnik M-11FR1 o mocy 118 kW (160 KM) osłonięty indywidualnymi kopakami cylindrów. Śmigło dwupłatowe drewniane, przestawialne typu W-501-D-81 z dużym kopakiem na płacie. Zastępczo można było stosować również śmigło o skoku stałym typu WD-14 z samolotu UT-2.

W wyposażenie radiowo-nawigacyjne: nadajniki RSI-6K i odbiornik RSI-6M lub radiostacja pokładowa LUN-3521. Radiopółkompas RPKO-10M.

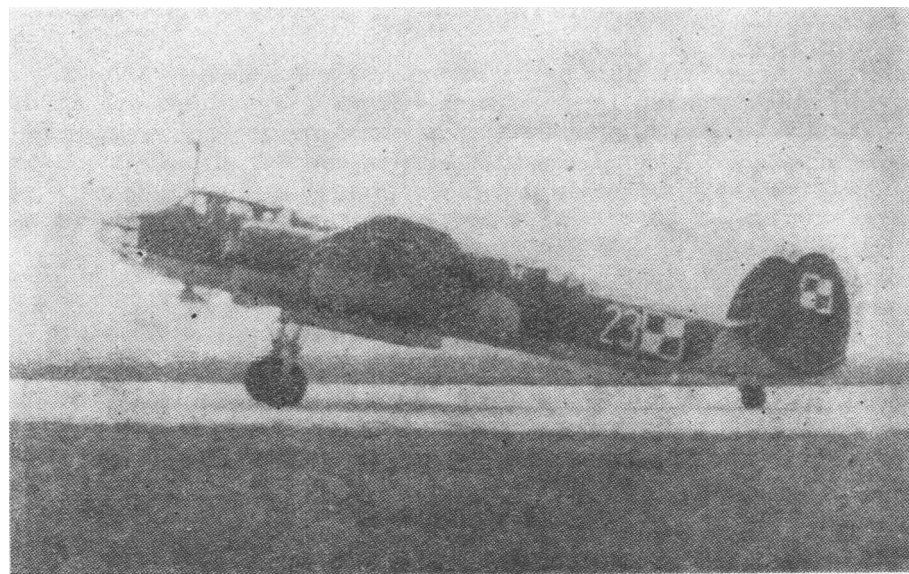
Dane techniczne

Wyszczególnienie	Jedn. miary	Prod. ZSRR	Prod. WRL
Rozpiętość	m	10,62	10,62
Długość	m	8,03	8,03
Wysokość	m	3,09	2,09
Powierzchnia nośna	m ²	17,00	17,00
Masa własna	kg	805	855
Masa użyteczna	kg	360	310
Masa całkowita	kg	1165	1165
Współczynnik obciąż., dopuszcz.	±g	+6g(-3g)	+4g(-2g)
Prędkość maksymalna	km/h	248	236
Prędkość przelotowa	km/h	160—215	160—215
Prędkość lądowania	km/h	85	97
Prędkość wznoszenia	m/s	3,5	3,6
Piętap	m	3000	3360
Zasięg	km	850	628—930
Rozbieg	m	250	294
Dobieg	m	250	—
Dobieg z kłapami i hamulcami	m	—	192

W okresie wojny personel lotnictwa bombowego szkolono na maszynach, stanowiących przeróbkę samolotów bojowych, jak np. USB i *UPe-2*. Był to sprzęt drogi w eksploatacji, a ponadto trudny w pilotażu, co przedłużało opanowanie samolotu, wpływając również na podrożenie procesu szkolenia. W tej sytuacji wynikła pilna potrzeba posiadania specjalnie zaprojektowanego szkolno-treningowego samolotu bombowego, który służyłby do przejścia z samolotów szkolnych na maszyny bojowe. W 1946 r. zespół konstruktorski kierowany przez Pawła Osipowicza Suchoja opracował konstrukcję samolotu przejściowego *UTB-2*. Dla przyspieszenia prac przyjęto jako podstawę płatowiec seryjnego bombowca *Tu-2*, z którego wzięto skrzydło, tylną część kadłuba i usterzenie. Częściowej przeróbce poddano środkową część kadłuba i podwozie. Od nowa opracowano przednią część kadłuba i gondole silnikowe. Uzbrojenie znacznie zredukowano.

W przedniej części kadłuba została umieszczona kabina dla dwóch pilotów i nawigatora lub pilota i dwóch nawigatorów. Ustawienie dwóch foteli obok siebie — dla ucznia i instruktora, podobnie jak w samolotach komunikacyjnych, spowodowało potrzebę zwiększenia szerokości przodu kadłuba. Konstrukcja środkowej części kadłuba, wskutek likwidacji komory bombowej, stała się znacznie lżejsza i prostsza. Wewnątrz wykonano przejście dla komunikacji pomiędzy kabiną pilotów a kabiną strzelca pokładowego, która była w tyle kadłuba. Oprócz likwidacji komory bombowej skasowano również tylne dolne stanowisko strzeleckie i zrezygnowano z uzbrojenia stałego, uruchamianego przez pilota. Dla strzelca — ucznia, pozostawiono jedynie tylne górne stanowisko k.m., a dla nawigatora — lekki ładunek 4 bomb o wagomiarze 50 do 100 kg, podwieszanych pod kadłubem na zewnętrznych zamkach bombowych, zabudowanych w pobliżu środka ciężkości samolotu. Podwozie przeprojektowano na nieco lżejsze, wyposażone w koła o mniejszej średnicy niż w *Tu-2*. W efekcie wprowadzonych zmian uzyskano zmniejszenie masy maszyny o 4000 kg, w porównaniu z samolotem *Tu-2*. Pozwoliło to z kolei na zastosowanie słabszych, ale bardziej ekonomicznych, pracujących na tańszym paliwie silników ASz-21 o mocy 515 kW (700 KM).

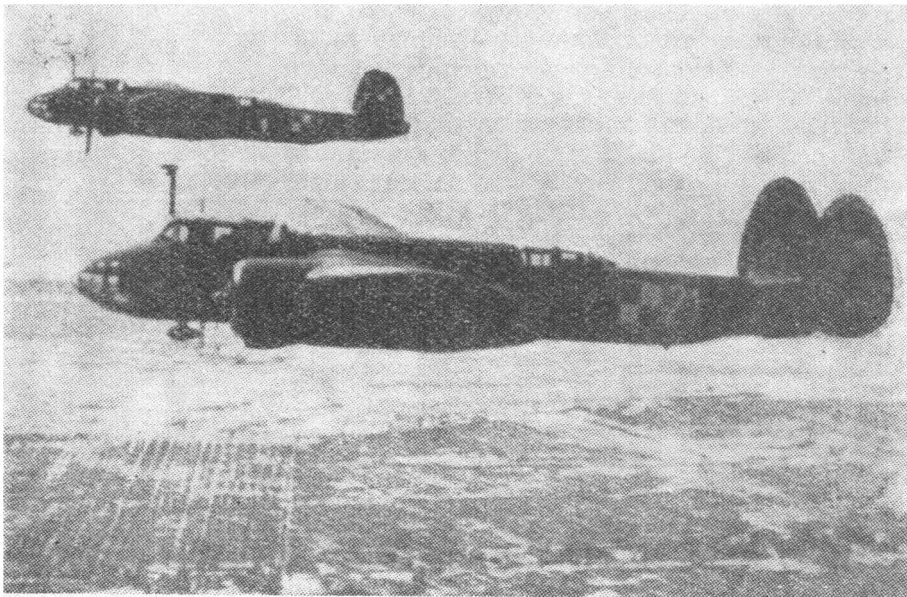
W 1947 r. oblatano prototyp, który następnie przeszedł próby w locie. W tym samym roku rozpoczęto produkcję seryjną w wytwórni nr 166. W ciągu bardzo krótkiego czasu lotnictwo radzieckie otrzymało lekki, ekonomiczny i prosty w pilotażu bombowy samolot przejściowy. Pod koniec lat czterdziestych i w pierwszej połowie lat pięćdziesiątych większość podchorążych radzieckich wojskowych szkół lotniczych — uczniów pilotów i uczniów nawigatorów lotnictwa bombowego, była szkolona na *UTB-2* przed przejściem na samoloty bojowe. *UTB-2* służył również do lotów szkolno-treningowych w jednostkach zapasowych i ośrodkach, gdzie kompletowano i dopasowywano załogi samolotów bombowych. Używano go także do holowania celów powietrznych. Wersja holownicza nie wymagała żadnych przeróbek. Rękaw strzelecki z liną w zwiniętej postaci był podwieszany przed lotem do jednego z zewnętrznych zamków bombowych, a następnie zrzucany i rozwijany w locie. Zaczep liny zabudowany był w tylnej części kadłuba i obsługiwany przez strzelca pokładowego, z tylnego stanowiska k.m., który obserwował zachowanie rękawa w



Rys. 203. Samolot szkolno-bojowy *UTB-2* (fot. WAF)

locie. Przed lądowaniem — podczas podejścia — lina była wyciepiana i cała z rękawem opadała na ziemię. Na *UTB-2* szkolono również pilotów i nawigatorów lotnictwa cywilnego dla Aeroflotu i innych organizacji gospodarczych. Produkcję tych maszyn zakończono po wypuszczeniu kilkuset sztuk w 16 seriach produkcyjnych.

W Polsce również stosowano *UTB-2* w procesie szkolenia pilotów. Maszyny te były używane od 1950 r. w jednostce lotnictwa bombowego do szkolenia i treningu w lotach bez widoczności horyzontu — w chmurach i nocy. Szkolenie na *UTB-2* przeprowadzono przed przejściem na nowe bombowce *Tu-2*, na których w odróżnieniu od *Pe-2* wykonano również loty i operacje bojowe pod osłoną nocy. W 1951 r. samoloty *UTB-2* przekazano do OSL-4 w Dęblinie (rys. 203). Początkowo otrzymano tam 4 maszyny, a później jeszcze dwie. *UTB-2* zastąpiły w Dęblinie USB — wysłużone samoloty przejściowe, pochodzące z produkcji wojennej, stanowiące przeróbkę bombowców SB-2. Samoloty *UTB-2*, znajdujące się na stanie OSL-4, miały m.in. numery (namalowane na kadłubie): 21, 23, 24, 27 (rys. 204). Ze względu na krótki okres międzyremontowy w bieżącym użyciu znajdowały się stale 4 samoloty, zaspokajające potrzeby szkolenia, a kolejne dwa remontowano w LZR-2. W okresie użytkowania jeden *UTB-2* został uszkodzony, skreślony ze stanu i skasowany. W tym czasie samoloty tego typu znajdowały się u nas tylko w szkolnictwie lotniczym, gdzie stanowiły sprzęt przejściowy (rys. 205) dla pilotów przeszkolonych na *UT-2* czy *Jak-18* przed dopuszczeniem na samoloty bojowe *Pe-2* lub *Tu-2*. Początkowo zamierzano szkolić na nich również nawigatorów i strzelców pokładowych, ale z zamiaru zrezygnowano, używając do tego celu samolotów *Li-2*, *Pe-2* i *Po-2*. Ostatnie *UTB-2* skasowano około 1955 r., zastępując je w procesie szkolenia samolotami przejściowymi o napędzie odrzutowym.



Rys. 204. Para samolotów UTB-2 w locie



Rys. 205. Kabina pilotów samolotu UTB-2 (fot. W A F)

Przeznaczenie, konstrukcja, wyposażenie i uzbrojenie

Samolot przeładowy przeznaczony do szkolenia personelu latającego. Dwusilnikowy górnopłat z podwójnym usterzeniem kierunku i podwoziem klasycznym, chowanym w locie. Konstrukcja całkowicie metalowa. Zastosowana od programu szkolenia: 2 pilotów, nawigator i strzelec rtg, lub 1 pilot, 2 nawigatorów i strzelec rtg. Dopuszczalne też były inne zestawy załóg (rys. 206).

Skrzydło — trójdzielne z dźwigarem kesonowym, części środkowa złączona na stałe z kadłubem. Części zewnętrzne demontowane. Do części środkowej przymocowane były dwie gondole silnikowe. Lotki szczelinowe typu Friese, trójdzielne. Na prawej lotce znajdowała się klapka wyważająca — trymer. Kłapy typu Szrenk wychylane były 15° przy starcie i 55° przy lądowaniu. Pokrycie skrzydła gładkie blachą duralową, pokrycie lotek — płótnem.

Kadłub — półskorupowy składa się z trzech części. Pokrycie stanowiła gładka blacha duralowa. Przód kadłuba był znacznie poszerzony dla pomieszczenia obok siebie foteli ucznia pilota oraz instruktora. Wejście do kabin odbywało się przez właz w spodzie kadłuba, zamykany opuszczaną pokrywą.

Usterzenie — ogonowe, wolnonośne, z podwójnym sterem kierunku. Stateczniki dwudźwigarowe. Stery miały trymery nastawiane elektrycznie. Pokrycie stateczników blachą, sterów płótnem.

Podwozie — jednogcieniowe podparte dwoma krótkimi zastrzakami. Koła osadzone na widelcu. Mechanizm chowania uruchamiany siłownikiem hydraulicznym. Amortyzatory — olejowo-powietrzne. Koła ogonowe chowane w locie, samonastawne przy ruchu po ziemi.

Zespół napędowy — dwa silniki ASz-21, gwiazdowe, 7-cylindrowe, bezgaŹnikowe, z bezpośrednim wtryskiem paliwa do cylindrów. Moc startowa wynosiła 515 kW (70,0 KM), moc trwała 420 kW (57,0 KM). Rozruch silników następował sprężonym powietrzem. Za prawym silnikiem zamontowana była sprężarka. Osłony typu NACA. Wlot powietrza chłodzącego regulowany był zasłoną żaluzjową. Wylot spalin — dwoma rurami wydechowymi, skierowanymi ku dołowi pod spód gondol silnikowych. Śmigła — dwułopatowe o skoku zmiennym w locie WISZ-111W, seria 2. Piasty osłonięte kołpakami.

Wyposażenie radionawigacyjne: radiostacja pilota RSI-6K, radiostacja strzelca rtg RSB-3bis, telefon pokładowy SPU-2, radiopółkompas RPKO-10M.

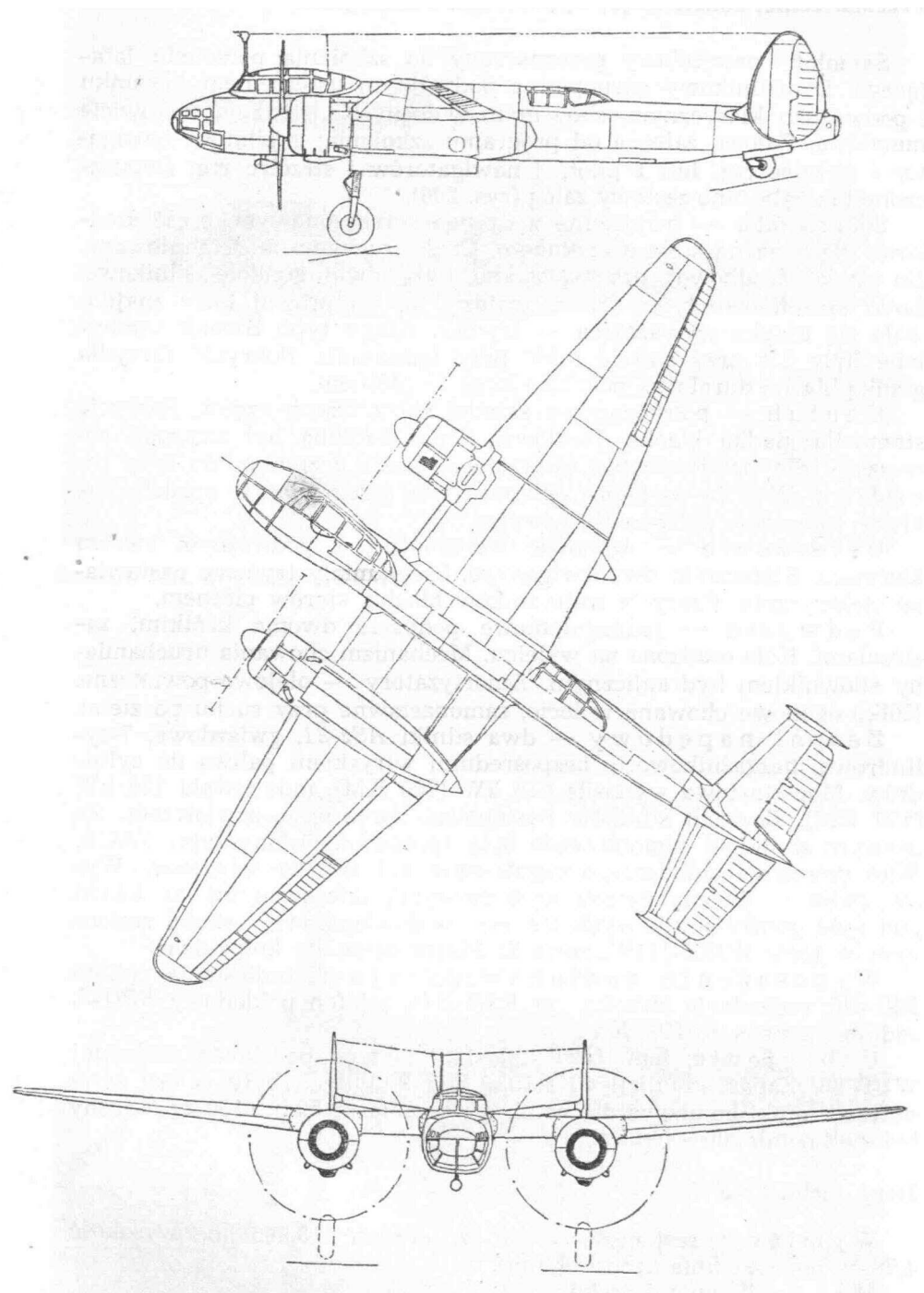
Uzbrojenie: k.m. UBT kal. 12,7 mm na podstawie ruchomej WUB-68. Zapas amunicji 60 sztuk. Pod kadłubem były cztery zewnętrzne zamki bombowe dla bomb o wagomiarze 50 lub 100 kg. Łączny ładunek bomb 200—400 kg.

Dane techniczne

Wymiary: rozpiętość 18,86 m, długość 13,986 m, wysokość 4,70 m, powierzchnia nośna 48,8 m².

Masa: całkowita 6446 kg.

Osłogi: prędkość maksymalna na wysokości 2100 m 391 km/h, prędkość wznoszenia 6,3 m/s, pułap 7000 m, zasięg 950 km, rozbieg 460 m, dobieg 375 m.

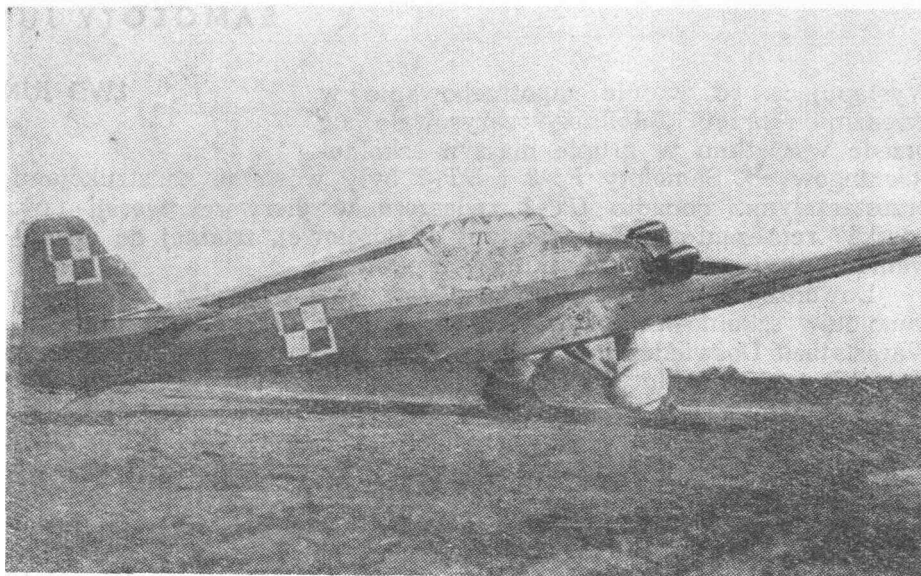


Rys. 206. Sylwetka samolotu UTB-2

Występujące po wojnie zapotrzebowanie w dziedzinie sprzętu lotniczego zarysowało się przede wszystkim w grupie maszyn szkolno-treningowych. Samoloty *Po-2* i *UT-2* były wówczas konstrukcjami przestarzałymi. Ponadto *UT-2* zwłaszcza w pierwszej wersji tzw. „deska” reprezentował typ maszyny przeładowanej, trudnej do opanowania w powietrzu dla początkujących pilotów.

Dowództwo Lotnictwa, pragnąc zaspokoić potrzeby w zakresie samolotów szkolno-treningowych, zamówiło w 1947 r. w Lotniczych Warsztatach Doświadczalnych projekt i prototyp maszyny, która mogłaby zastąpić samolot *UT-2*, stopniowo wycofywany z eksploatacji. Przed zespołem konstruktorskim postawiono trudne zadanie. Przy silniku o tej samej mocy wymagana prędkość lotu miała być wyższa niż samolotu *UT-2* o 25%. Samolot miał przy tym zapewniać większy stopień bezpieczeństwa i pełny zakres pilotażu. Konstruktorom pozostawiono jedynie swobodę w zakresie kształtu konstrukcyjnego i zmian masy maszyny. Uściślone dane wyjściowe, uzgodnione z zamawiającym, określały nowy samolot jako dwumiejscowy dolnopłat, z podwoziem stałym, napędzany silnikiem o mocy do 118 kW (160 KM), prosty w konstrukcji, nieskomplikowany dla obsługi, odznaczający się poprawnymi cechami pilotażu oraz prostym wyposażeniem. Na przykład zakładano brak klap podskrzydłowych, brak hamulców koł podwozia, zastąpienie kółka ogonowego pozł itd. Maszyna miała być przystosowana do lotów szkolnych i treningowych oraz pełnej akrobacji powietrznej. Podstawowym przeznaczeniem było szkolenie I stopnia słuchaczy wojskowych Oficerskich Szkół Lotniczych. Jednostkę napędową miał stanowić silnik *Walter Minor 6-III*, którego produkcję licencyjną zamierzano uruchomić w kraju. Ponieważ rozmowy handlowe przeciągały się, a sprawa nabycia praw licencyjnych stawała się coraz bardziej odległą, zdecydowano o zastosowaniu silnika *M-11D*, którego produkcję rozpoczęto w WSK Rzeszów dla licencyjnych samolotów *CSS-13*.

Zespół konstruktorski LWD, kierowany przez inż. Tadeusza Sołtyka, opracował kilka projektów wstępnych, m.in. wariant z miejscami obok siebie, stanowiący rozwinięcie samolotu *LWD „ak*, z silnikiem *M-11D*. Ostatecznie, po dokonaniu analizy rozwiązań i uwzględnieniu walorów poszczególnych wersji, przyjęto układ miejsc załogi w tandem, jako bardziej nowoczesny i korzystniejszy aerodynamicznie. Projekt samolotu *Junak* został opracowany w 1947 r. i w tym samym roku przystąpiono do budowy prototypu. Prace ukończono w lutym 1948 r. (rys. 207). Oblot maszyny nastąpił 22 II 1948 r. na lotnisku fabrycznym w Łodzi. Pilotem był Antoni Szymański. *Junak* okazał się w powietrzu stateczny, chociaż stosunkowo zbyt czuły na stery. Samolot był prawidłowy w pilotażu we wszystkich zakresach prędkości. Wykonywał pełną akrobację, z wyjątkiem lotu odwrotnego (na plecach). Odległość startu oraz fotele można było regulować w locie. Kabiny były osłonięte limuzyną, odrzucaną w przypadkach awaryjnych. Istniała również możliwość latania bez tylnej limuzyny, np. dla wywołania skoczków w powietrze. Silnik był osłonięty indywidualnymi kołpakami, zamocowanymi na każdy cylinder, a odpro-



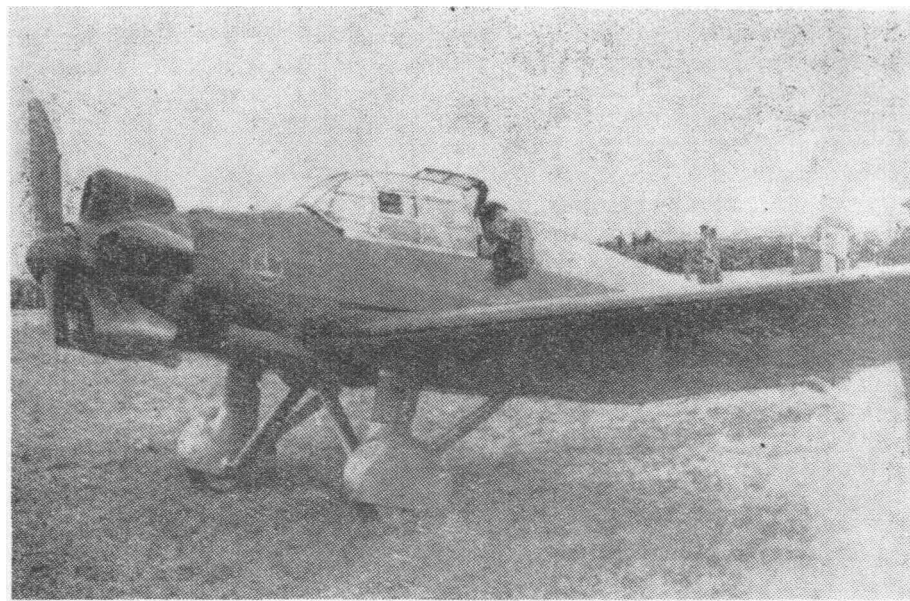
Prototyp LWD *Junak-1* na lotnisku fabrycznym

wadzenie spalin odbywało się poprzez kolektor do wylotu pod spodem kadłuba. Podwozie stałe, trójgoleniowe miało mocną konstrukcję, amortyzatory olejowo-powietrzne i koła z oponami wysokiego ciśnienia. Płaza ogonowa, w kształcie półresora, miała rolkę stalową dla ułatwienia startu z nawierzchni betonowej. *Junak* przedstawia się efektownie. Wysmukła sylwetka, całkowicie osłonięta kabina, oryginalne osłony cylindrów, duży kołpak piasty emigła, przechodzący płynnie w przód kadłuba i oprofilowane podwozie, tworzą obraz starannie opracowanej konstrukcji.

W dniu 6 IV 1948 r. na lotnisku Okęcie odbył się oficjalny pokaz prototypu na ziemi i w locie przed władzami lotnictwa wojskowego i cywilnego oraz przedstawicielami ITL, CSS i innych instytucji. Z maszyn zapoznali się minister komunikacji inż. Rabinowski, dowódca lotnictwa gen. Romeyko i znany as lotnictwa mjr pil. Stanisław Skalski. Pokaz w locie był wykonany przez pilota fabrycznego Antoniego Szymańskiego. Później fachowcy z obydwu zainteresowanych ministerstw dokonali lotów zapoznawczych.

Podczas pokazów powietrznych zorganizowanych 5 IX 1948 r. z okazji Święta Lotnictwa na Okęcie demonstrowano w locie po raz pierwszy przed publicznością samoloty LWD *Junak* i LWD *Zuch*, który był oblatany kilka dni przed pokazami.

Po zakończeniu prób fabrycznych *Junak* został przekazany do Instytutu Technicznego Lotnictwa, gdzie od 28 VI do 30 XI 1948 r. przeszedł próby państwowe. Na maszynie wypróbowano emigła LWD *J-1* i LWD *J-2*, przy czym wybrano drugie jako bardziej odpowiednie i z nim były dokonane pomiary homologowane samolotu. Próby w ITL potwierdziły, że samolot jest stateczny, sterowny i poprawny w pilotażu, a figury akrobacji wykonuje prawidłowo. Orzeczeniem Instytutu maszyna została dopuszczona do użytkowania w zakresie

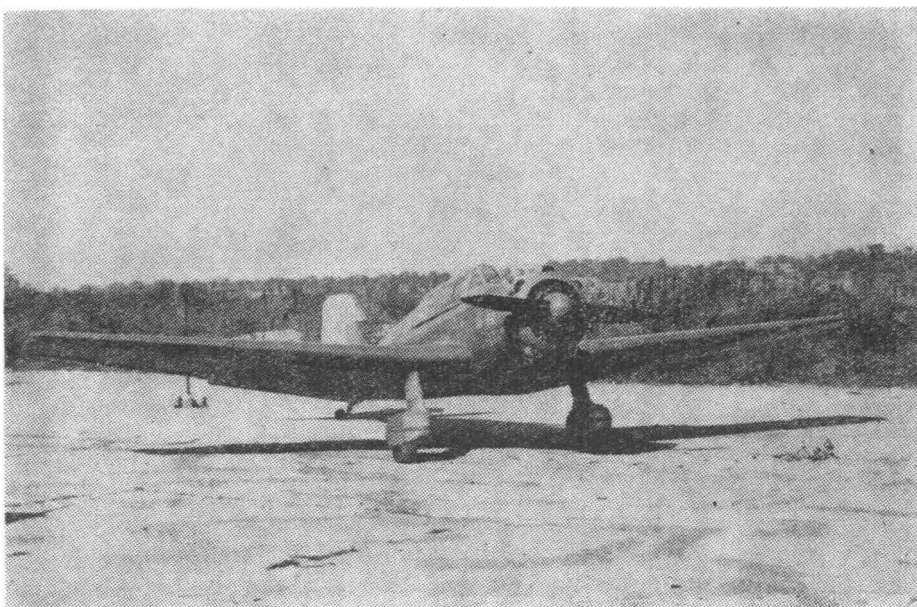


Rys. 208. Samolot *Junak-1* podczas pokazów lotniczych na Okęcie (fot. WAF)

lotów szkolnych i turystycznych, przy masie całkowitej do 1000 kg oraz 870 kg, do pełnej akrobacji normalnej i odwróconej. Próby wykazały, że samolot jest wygodny w użytkowaniu i prosty w obsłudze. Niemniej jednak wykryto kilka usterek, które polecono usunąć w następnych wersjach rozwojowych. Uwagi dotyczyły zamocowania tablicy przyrządów pokładowych, widoczności z kabiny, sposobu otwierania osłony kabiny wraz z wiatrochronem, mocowania owiewek kół i sposobu demontażu kolektora spalin. Prototyp *Junaka* był wystawiony w maju 1949 r. na XXII Międzynarodowych Targach Poznańskich. Podczas centralnych obchodów Święta Lotnictwa na Okęcie, w dniu 4 IX 1949 r. *Junak* był prezentowany publiczności po raz drugi (rys. 208), dając przy tym pokaz akrobacji powietrznej. Na początku października 1949 r. samolot przekazano do OSL w Dęblinie dla przeprowadzenia eksploatacji próbnej.

Tymczasem opracowano warianty rozwojowe *Junaka*. Pierwszy z nich, szkolno-akrobacyjny, noszący nazwę LWD *Zuch*, napędzany silnikiem rzędowym *Walter Minor 6-111*, o mocy 118 kW (160 KM), odpowiadający pierwszej koncepcji maszyny, oblatany został 1 IX 1948 r. Wkrótce zbudowano następny prototyp LWD *Zuch-2*, w którym wykorzystano silnik niemiecki *Siemens Bramo Sh14* o mocy katalogowej 118 kW (160 KM) i rzeczywistej 85 kW (116 KM). Maszyna została oblatana 1 IV 1949 r. Później — w 1950 r., LWD wypuściły maszynę serii 5 maszyn szkolnych *Zuch-2* (rys. 209), które zostały skierowane do aeroklubów regionalnych.

Po odbyciu przez prototyp *Junaka* całego cyklu prób fabrycznych, państwowych i eksploatacyjnych, podjęto decyzję o produkcji seryjnej, ale z mocniejszym silnikiem *M-11FR* o mocy 118 kW (160 KM), którego produkcję podjęły wówczas wytwórnie PZL Rzeszów i PZL „Fasil” we Wrocławiu.



Rys. 209. Samolot LWD Zuch-2 (fot. Andrzej Morgała)

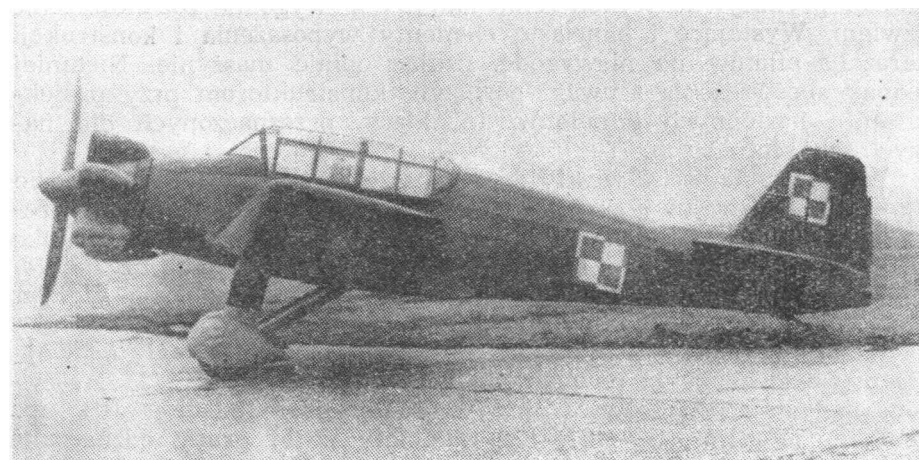
W 1951 r. prototyp *Junaka-1* przekazano do GIL, gdzie otrzymał rejestrację cywilną SP-GLA. Była to pierwsza maszyna zarejestrowana dla Instytutu, z zarezerwowanymi w rejestrze literami GL. Wpisane później do rejestru prototypy i maszyny doświadczalne, będące własnością lub w użytkowaniu Instytutu, nosiły kolejne znaki rejestracyjne SP-GLB, SP-GLC itd. *Junak-1* był wystawiony w 1952 r. podczas wystawy lotniczej na Wybrzeżu Kościuszkowskim w Warszawie, w 1957 r. w Warszawskim Salonie Lotniczym przed Arsenałem i w 1959 r. we Wrocławskim Salonie Lotniczym na lotnisku Pilczyce. W 1960 r. samolot oddano do Muzeum Techniki w PKiN, skąd z kolei został przekazany do Muzeum Lotnictwa i Astronautyki w Krakowie.

LWD JUNAK-2

W latach 1949–1950 nad dokumentacją wersji seryjnej *Junaka* pracowały równocześnie dwa zespoły: Wydzielona Grupa Konstruktorska CSS we Wrocławiu i pracownia konstruktorska LWD w Łodzi. Rysunki przekazywano sukcesywnie do warsztatu CSS na Okęcie, gdzie był budowany prototyp seryjnego *Junaka-2*. Nowa maszyna, w porównaniu z *Junakiem-1*, miała mocniejszy silnik M-11FR o mocy 118 kW (160 KM), śmigło LWD-J4, klapy podskrzydłowe, powiększony ster kierunku, ster wysokości zamiast kompensacji rogowej miał odciążenie wewnętrzne — metalowy dźwigar rurowy wykorzystany był jako wyważenie masowe. Ponadto *Junak-2* otrzymał zmie-

nione kołpaki osłaniające silnik, nowe owiewki koła podwozia, koła z hamulcami, stały póżogonowiec z kółkiem i przekonstruowany osłonek kabiny. Zamiast ruchomego wiatrochronu zastosowano stały, mocny wiatrochron o płaskich szybach. Konstrukcja ta stanowiła jednocześnie kołpaki przeciwpotopowe. Prototyp został oblatany na Okęcie w dniu 12 VII 1949 r. przez pilota fabrycznego Wiktora Peckę. Próby w locie i na ziemi wykazały konieczność wprowadzenia szeregu zmian i poprawek. Stały póżogonowiec zastąpiono sterowanym kółkiem, założono nowe koła z hamulcami, osłonek kabiny zastąpiono nowym ze sztywniejszym szkieletem, powiększono chodnik na skrzydle, założono awiofon, poprawiono mechanizm wychylania klapy itd. Ponadto usunięto drobne usterki i uzupełniono braki. Po tych pracach masa własna maszyny wzrosła jednak o 13 kg (rys. 210).

Przebudowany w CSS samolot otrzymał nazwę *Junak-2bis*. Prototyp został ponownie oblatany 17 V 1950 r. na lotnisku Okęcie przez pilota doświadczalnego Antoniego Szymańskiego. Trzy dni później — 20 V 1950 r., w czasie próby wyrwania z lotu nurkowego, wystąpiły drgania samowzbudne typu flutter, w wyniku których oderwały się lotki. Dzięki przytomności umysłu i dużemu kunsztowi pilotażu Antoni Szymański sprowadził maszynę na ziemię, uszkodzając ją tylko nieznacznie przy lądowaniu. Na korzyść samolotu należało zapisanie fakt, że nie utracił równowagi poprzecznej, stateczność okazała się wystarczająca. Prototyp szybko wyremontowano, a usterkę usunięto drogą zmian konstrukcyjnych. Odtąd drgania samowzbudne nie wystąpiły już na żadnym egzemplarzu spośród samolotów *Junak*. Po dokonaniu naprawy ukończono próby fabryczne w locie, a *Junak-2bis* w swojej ostatecznej postaci stał się wzorcem wersji seryjnej, dla której przywrócono nazwę *Junak-2* (bez bis), czasem uzupełnianą przymiotnikiem „seryjny”. W 1950 r. prototyp przeszedł również badania homologacyjne uzyskując świadectwo typu. W tym samym czasie WGK-CSS we Wrocławiu ukończyła dokumentację seryjną, opracowując projekt konstrukcyjny i rysunki warsztatowe, z uwzględnieniem zmian wynikających z badań *Junaka-2bis*. Według tej



Rys. 210. Prototyp LWD Junak-2

dokumentacji przystąpiono w PZL Mielec w 1949 r. do budowy pierwszych trzech egzemplarzy seryjnych. Silniki M-11FR1 dla *Junaków* były dostarczane przez PZL Fasil we Wrocławiu.

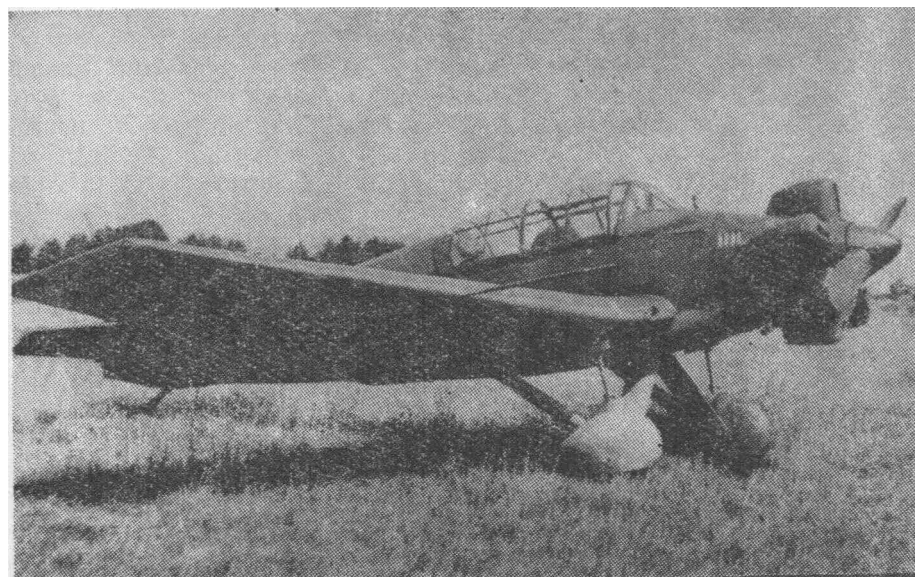
Zgodnie z pierwotnymi założeniami, wielkoseryjna produkcja samolotów CSS-13 i LWD *Junak-2* miała być prowadzona przez projektowany nowy zakład WSK Łwidnik. Wobec zmiany sytuacji politycznej w Łwie skorygowano wytyczne, dotyczące profilu produkcyjnego wytwórni. W Łwidniku wybudowano wielki zakład, początkowo kooperujący z WSK Mielec, a później produkujący śmigłowce. Produkcję CSS-13 i LWD *Junak-2* przeniesiono do WSK-4 na Okęcie w Warszawie.

W 1951 r. zbudowano w WSK-4 Okęcie pierwsze 12 sztuk samolotów *Junak-2*. Główny konstruktor — inż. Tadeusz Sołtyk otrzymał w 1952 r. Nagrodę Państwową II stopnia za skonstruowanie i wdrożenie do produkcji seryjnej tej bardzo potrzebnej maszyny. W toku produkcji samolot stale ulepszano, wprowadzając szereg zmian: założono chodnik do drugiej kabiny na prawym skrzydle, na chodniku z lewej dodano listwy, zamiast kolektora spalin zastosowano 4 rury wydechowe, skasowano dolny zbiornik oleju, pozostawiając górny, osłony amortyzatorów z brezentu zastąpiono blaszanymi owiewkami. Poza tym poszczególnie serie różniły się instalacją paliwową, umieszczeniem wskaźników paliwa, podziałem blach osłony silnika, zastosowaniem odwodnienia skrzydeł itd. W marcu i kwietniu 1953 r. przeszła próby państwowe w Instytucie Lotnictwa ulepszona wersja *Junaka-2*, mająca wszystkie wyżej wymienione zmiany (rys. 211). W 1954 r. po wypuszczeniu 105 sztuk zakończono produkcję *Junaków-2*, zastępując je następnym wariantem *Junak-3*. *Junak-2* był pierwszym samolotem skonstruowanym w Polsce po wojnie i produkowanym w dużej serii, przede wszystkim dla wojskowych szkół lotniczych.

Seryjne *Junaki* odznaczały się dobrymi właściwościami lotno-pilotажowymi. Zachowywały się poprawnie podczas wszystkich faz lotu. Miały prawidłowe statecznośc i sterownośc. Przeciwnięcie i korkociąg również były prawidłowe. Sporo niechęci u pilotów wywoływało jednak prymitywne wykończenie kabin i niewygodne rozmieszczenie dźwigni. Wystające i kanciaste elementy wyposażenia i konstrukcji narażały pilotów na niewygodę, psując opinię maszynie. Niemniej jednak spostrzeżenia i uwagi posłużyły konstruktorom przy projektowaniu następnych samolotów tej klasy, przeznaczonych dla naszych szkół lotniczych.

W 1952 r. *Junaki-2* weszły do wyposażenia OSL w Dęblinie, gdzie stanowiły podstawowy sprzęt eskadr szkolnych. Podchorążowie przechodzili na nich szkolenie w I roku nauki, który obejmował naukę pilotażu początkowego na samolotach *Junak-2*, a następnie na *Jak-18*. Drugi rok był objęty programem kursu przejściowego, na którym opanowywano pilotaż na samolotach *Jak-11*.

W lutym i marcu 1954 r. aerokluby regionalne otrzymały od wojska pierwszą partię 17 nowych samolotów *Junak-2* (rys. 212). Maszynom nadano znaki rejestracyjne, zaczynające się od liter BB, np. SP-BBF, SP-BBM, SP-BBR itp. Samoloty z tej grupy odznaczały się kompletnymi osłonami podwozia i silnika. Drugą partię 54 sztuk *Junak-2* przekazało lotnictwo wojskowe aeroklubom, w czasie od



Rys. 211. Seryjny egzemplarz *Junak-2* podczas prób w Instytucie Lotnictwa



Rys. 212. *Junak-2* SP-BBG — maszyna z pierwszej partii przekazanej przez lotnictwo wojskowe do aeroklubów regionalnych. Na usterzeniu pionowym widoczna jest zamalowana szachownica



Rys. 213. *Junak-2* SP-GLE béd'cy w dyspozycji Instytutu Lotnictwa (fot. IL)

marca do maja 1955 r. Znaki rejestracyjne tych samolotów zaczynały się m.in. od liter AA, AB, AC, AD, AE. Na przykład SP-AAB, SP-ABK, SP-ACP, SP-AEB. Większość z tej partii maszyn miała podwozie nie osłonięte, niektóre były bez kołpaków na cylindrach silników, a inne bez owiewek na piastach śmigieł. Jeden egzemplarz otrzymał znaki SP-GLE (rys. 213) i został przekazany do Instytutu Lotnictwa, gdzie w latach 1955–1963 spełniał funkcję samolotu doświadczalnego. W tym czasie przeprowadzono na nim szereg prób w locie, jak np. badania porównawcze pracy śmigła stałego WD-451 i przestawialnego W-501-D82 (z samolotu *Jak-18*) itd. W 1961 r. maszynę przebudowano, montując nowy silnik w układzie paskim WN-6B o mocy 144 kW (195 KM), z oryginalną osłoną i przestawialnym śmigłem. IL *Junak-2*WN został oblatany 24 IV 1961 r. i wkrótce przeszedł próby w locie. Eksperymentalny samolot stanowił studium zespołu napędowego samolotu *M-4 Tarpan*. W okresie przejściowych niepowodzeń z *Tarpanem* rozważano nawet w APRL możliwość uruchomienia serii *Junaków-2*, napędzanych silnikami WN-6B. Poza tymi próbami na *Junaku-2*, zbudowano wariant z dodatkowym zbiornikiem paliwa, wypróbowano wersję z uzbrojeniem awizyjnym itd.

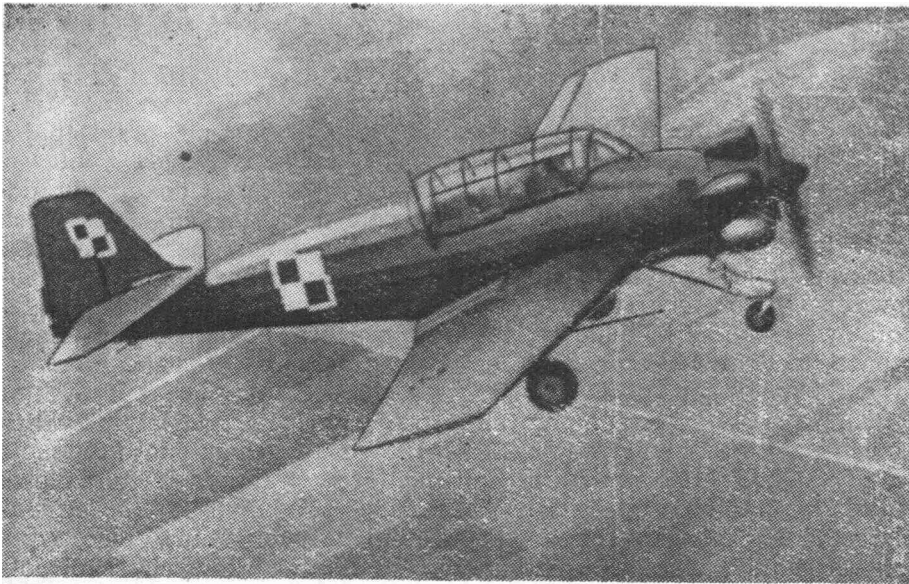
W aeroklubach *Junaki-2* przez okres wielu lat były jednym z podstawowych typów, stosowanych do nauki pilotażu. Wykorzystywano je także na obozach letnich II stopnia Lotniczego Przysposobienia Wojskowego — tzw. LPW II. W drugiej połowie lat sześćdziesiątych skasowano większość tych maszyn. Najdłużej utrzymał się *Junak-2* SP-BBT, nr fabr. 7338, z 1953 r., pierwszy z przekazanych przez wojsko w lutym 1954 r. Maszyna została skasowana w grudniu 1972 r. jako ostatnia spośród samolotów tego typu, po 20 latach służby w lotnictwie wojskowym i cywilnym.

Zorganizowane w 1952 r. przy IL biuro patentowe, kierowane przez mgr. inż. Tadeusza Sołtyka, podjęło jako pierwszy temat opracowania wersji rozwojowej samolotu *Junak-2*, nazwanej TS-7 *Chwat*. Wobec dezaktualizacji założeń prace przerwano, przystępując do studiów nad perspektywiczną konstrukcją TS-8 *Bies*. Ponieważ było to przedsięwzięcie długofalowe, zdecydowano o dokonaniu dalszej adaptacji samolotu *Junak*, stosownie do wymagań wojskowych szkół lotniczych. Projektowana, maszyna otrzymała oznaczenie TS-9 i nazwę *Junak-3*. Była to wersja rozwojowa z podwoziem trójpodporowym. Oprócz tego samolot otrzymał inne śmigło, radiostację krótkofalową, telefon pokładowy, radiokompas oraz zmienioną instalację paliwową. Prototyp (rys. 214) został oblatany 7 VIII 1953 r. Pierwsze loty wykonali piloci doświadczalni Andrzej Abramowicz i Wiktor Pełka. *Junak-3* przeszedł pomyślnie próby w locie i został zakwalifikowany do produkcji seryjnej. W 1954 r. uruchomiono produkcję w WSK Okęcie, zastępując na linii montażowej *Junaki-2*. Trójkołowe *Junaki* wytwarzano od 1956 r., kończąc ich produkcję na 146 egzemplarzach. Łącznie wyprodukowano zatem 251 samolotów tego typu, we wszystkich wersjach przeznaczonych dla wojskowych szkół lotniczych i dla aeroklubów.

Junaki-3 rozpoczęły służbę w OSL Dęblin w 1954 r. (rys. 215), służąc do podstawowego szkolenia pilotów. W powietrzu demonstrowano je wielokrotnie z okazji świąt i pokazów lotniczych. Na przykład w czasie centralnych obchodów Świąta Lotnictwa w Warszawie 26 VIII 1956 r. pokazy lotnictwa wojskowego rozpoczęła akrobacją zespołu trójka *Junaków-3*, pilotowana przez kobiety: mjr. pil. Sosnowski, kpt. pil. Andrychowski i por. pil. Kamiński.



Rys. 214. Prototyp TS-9 *Junak-3*



Rys. 215. Seryjny Junak-3 w OSL-Déblin



Rys. 217. *Junak-2* SP-ADM, eksponat Muzeum Lotnictwa i Astronautyki w Krakowie (f ot. Andrzej Morga³a)



Rys. 216. *Junak-3* SP-ALR, jeden z pierwszych egzemplarzy przekazany do u¿ytku APRL

Od 1956 r. lotnictwo wojskowe zaczê³o stopniowo przekazywaæ maszyny tego typu do aeroklubów regionalnych APRL. Pierwsza partia by³a oddana w miesi¹cach maju i czerwcu 1956 r. (rys. 216), a kolejne stopniowo w ci¹gu nastêpnych lat. W okresie 1956—1961 przekazano ogó³em lotnictwu sportowemu 93 samoloty *Junak-3*, z czego przypad³o na poszczególne lata: 1956 r. — 15 szt., 1957 r. — 11 szt., 1958 r. — 11 szt., 1960 r. — 37 szt. i 1961 r. — 19 szt. *Junaki* powa¿nie zwiêkszy³y iloœæ sprzêtu w aeroklubach, stanowi¹c tam w latach szeædziesi¹tych podstawowy typ szkolno-treningowy. Szkolono na nich równie¿ junaków LWP na obozach letnich II stopnia, zorganizowanych przez APRL.

Na prze³omie lat szeædziesi¹tych i siedemdziesi¹tych skasowano wiêkszoœæ samolotów tego typu. Ostatni *Junak-3* SP-BOG zosta³ skreœlony z rejestru statków powietrznych w dniu 11 X 1972 r. W Muzeum Lotnictwa i Astronautyki w Krakowie znajduj¹ siê przedstawiciele wszystkich wersji tej rodziny: *Junak-1* SP-GLA, *Junak-2* SP-ADM (rys. 217) i *Junak-3* SP-BPL. W WOSL im. Janka Krasickiego przechowywany jest *Junak-3* (rys. 218). Ogl¹daj¹c te maszyny trzeba pamiêtaæ, ¿e *Junak* by³ pierwszym powojennym samolotem polskiej konstrukcji, produkowanym w du¿ych seriach i przyjêtym do wyposa¿enia naszego lotnictwa wojskowego. Od chwili wprowadzenia *Junaka-2* do OSL nawi¹zано do tradycji szkolenia pilotów wojskowych na sprzêcie polskiej konstrukcji, budowanym od podstaw w kraju.



Rys. 218. Samolot *Junak-3*, egzemplarz zachowany w WOSL (fot. Roman Marcinkiewicz)

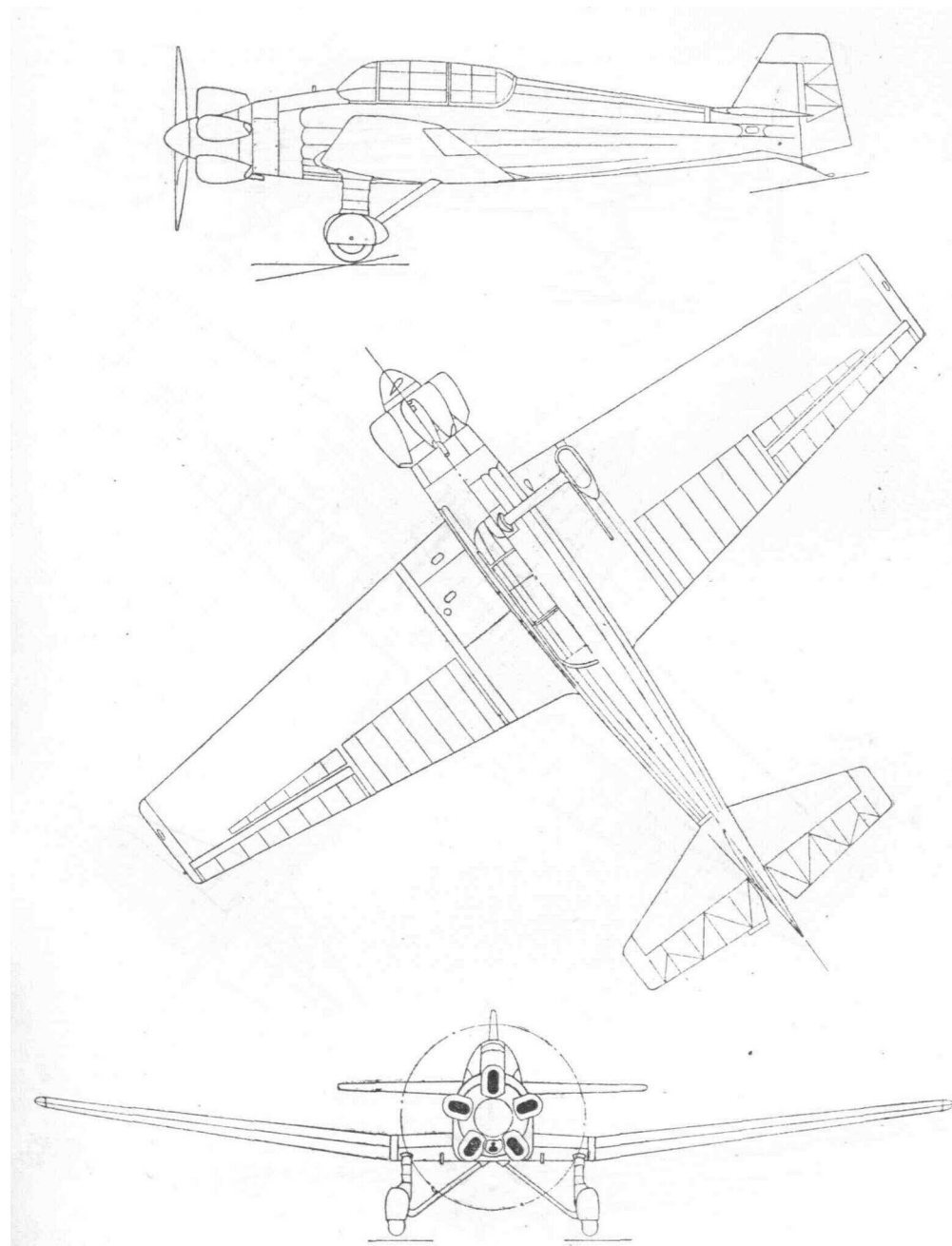
Przeznaczenie, konstrukcja i dane techniczne

Samolot szkolno-treningowy, przeznaczony do szkolenia w pilotażu podstawowym, treningu pilotów zaawansowanych, szkolenia i treningu w akrobacji oraz do lotów nawigacyjnych i lotów bez widoczności (rys. 219, 220 i 221).

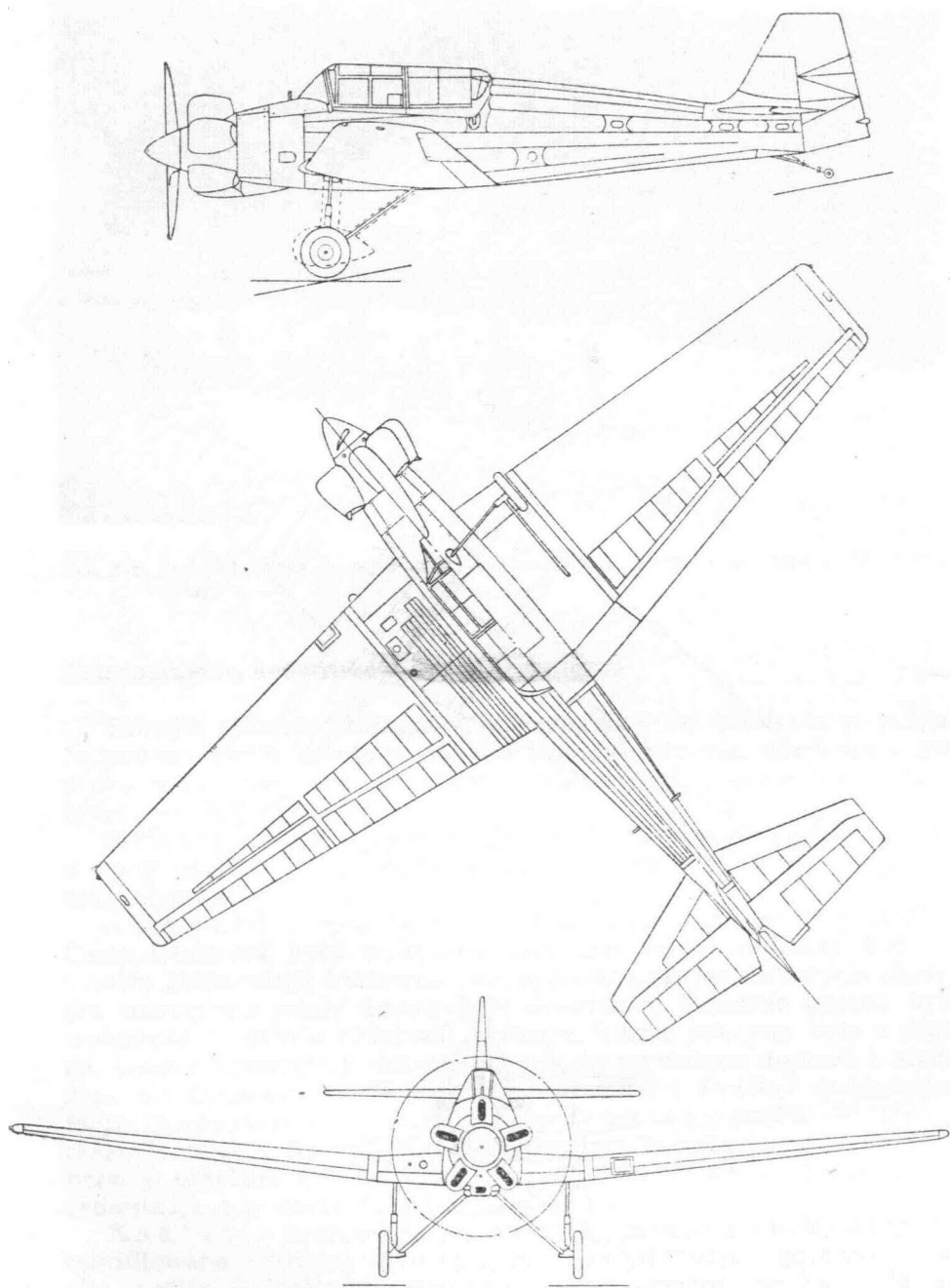
Konstrukcja — jednosilnikowy dwuosobowy dolnopłat o konstrukcji mieszanej, z podwoziem stałym, zależnie od wersji: dwu- lub trójpodporowym.

Skrzydło — dwudźwigarowe, trójdzielne o obrysie trapezowym. Część środkowa była wykonana jako integralny fragment kadłuba i miała konstrukcję kratownicową¹, sprawną z rurek stalowych. Skrzydła zewnętrzne miały konstrukcję drewnianą¹. Pokrycie kesonu było wykonane ze sklejki oklejonej płótnem. Reszta pokrycia była z płótna. Lotki o konstrukcji drewnianej zostały wyważone masowo i odcinane aerodynamicznie. W samolotach *Junak-2* i *Junak-3* zastosowano kłapy krokodylowe — metalowe, uruchamiane ręcznie. W lewym skrzydle mieścił się reflektor do lądowania w nocy. W *Junaku-3*, w prawej przykadłubowej części skrzydła środkowego, mieściła się radiostacja, a w lewej zbiorniki paliwa.

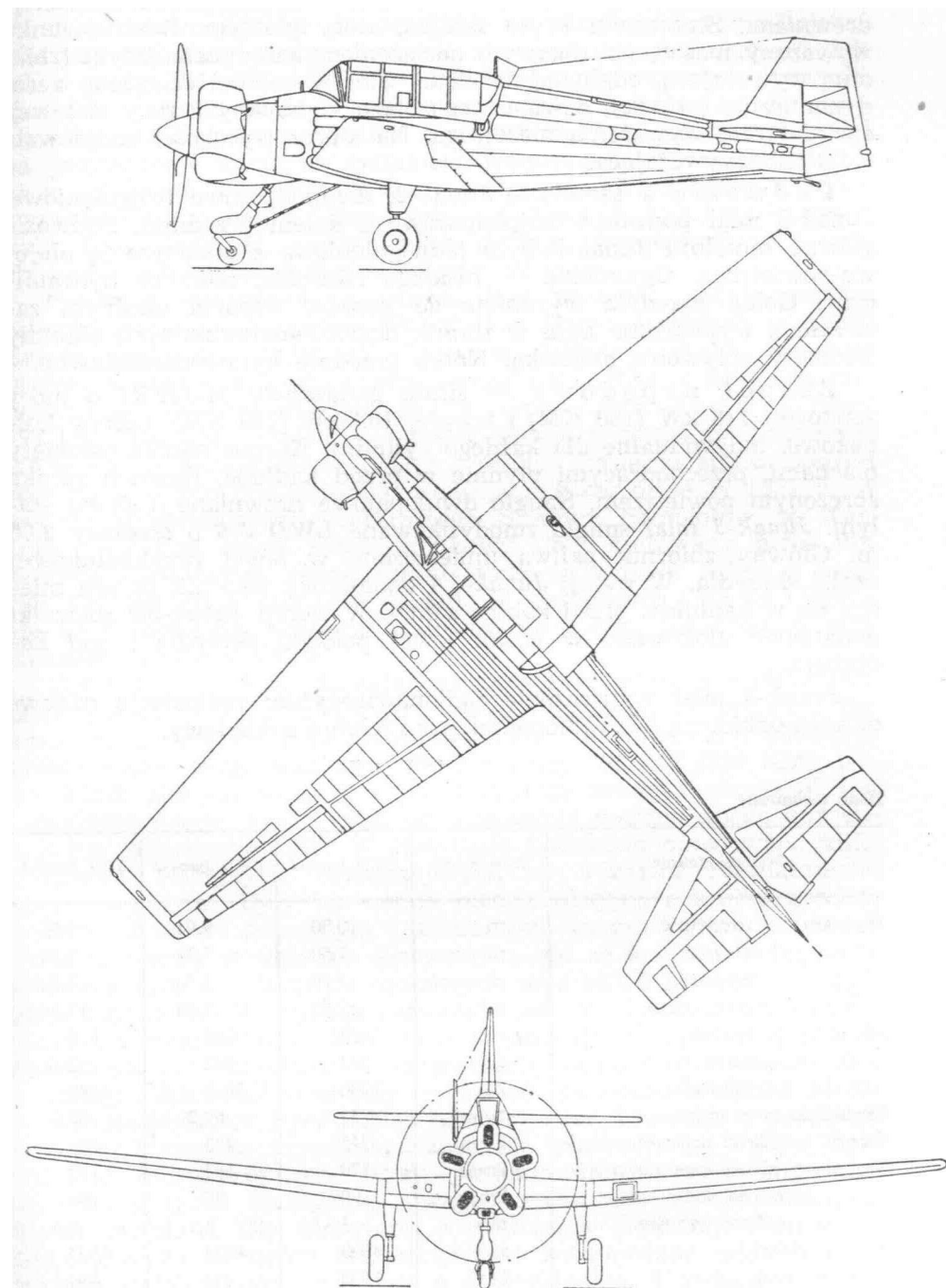
Kadłub — kratownica przestrzenna spawana z rurek stalowych, oprofilowana listwami drewnianymi. Pokrycie części przedniej blachą¹, reszty — płótnem. Przednia kabina przeznaczona była dla instruktora, tylna dla ucznia. Kabiny wyposażone były w podwójne sterownice (dwuster). Osłona przedniej kabiny otwierano w bok na prawo, tylnej — odsuwno do tyłu, na rolkach po prowadnicach.



Rys. 219. Sylwetka samolotu LWD *Junak-1*



Rys. 220. Sylwetka samolotu LWD Junak-2



Rys. 221. Sylwetka samolotu TS-9 junak-3

W po³owie czêci grzbietowej samolotu *Junak-3* zabudowana by³a antena radiop³kompasu, przykryta szybki¹ ze szk³a organicznego.

Usterzenie wolnonoœne o obrysie trapezowym. Konstrukcja drewniana. Stateczniki kryte sklejk¹, stery p³ótnem. Ster kierunku wywaœony masowo, z rogowym odci¹eniem aerodynamicznym i blaszk¹ wywaœaj¹c¹, odginan¹ na ziemi. Ster wysokoœci odci¹ony aerodynamicznie (osiowo), dŹwigar tego steru wykonany z rury stalowej, spe³nia³ rolê wywaœenia masowego. Na sterze wysokoœci znajdowa³a siê klapka wywaœaj¹ca.

Podwozie w samolocie *Junak-2*, dwupodporowe trójgoleniowe. *Junak-3* mia³ podwozie trójpodp³owe z ko³em przednim. Podwozie g³ówne samolotu *Junak-3* by³o jednogoleniowe z amortyzacj¹ olejowo-powietrzn¹. Ogumienie — niskiego ciœnienia, hamulce hydrauliczne. Goleñ przednia wysuniêta do przodu, wsparta ukoœnym zastrza³em, wyposaœona by³a w t³umik drgañ samowzbudnych shimmy os³oniête op³ywow¹ owiewk¹. Kó³ko przednie by³o samonastawne.

Zesp³ napêdowy — silnik gwiazdowy *M-11FR1* o mocy startowej 118 kW (160 KM) i trwa³ej 103 kW (140 KM). Os³ony ko³pakowe, indywidualne dla ka¿dego cylindra. Korpus silnika os³oniête blachami, przechodz¹cymi p³ynn timerz. Rozruch silnika sprê¿onym powietrzem. Emig³o dwu³opowe drewniane o skoku stacym. *Junak-3* mia³ emig³o zmodyfikowane *LWD J-6* o œrednicy 2,05 m. G³ówny zbiornik paliwa umieszczono w lewej przykad³ubowej czêci skrzyd³a. W wersji *Junak-3A* dodatkowy zbiornik paliwa mieœci³ siê w kad³ubie, przed kabin¹ za³ogi. W wersji *Junak-3B* zbiorniki dodatkowe ulokowano w nosku lewej po³ówki skrzyd³a i pod kad³ubem.

Junak-3 mia³ wyposaœenie radionawigacyjne: radiostacjê nadawczo-odbiorcz¹ KF, radiop³kompas i telefon pok³adowy.

Dane techniczne

Wyszczeg³nienie	Jedn. miary	LWD <i>Junak-1</i>	LWD <i>Junak-2</i>	TS-9 <i>Junak-3</i>
Wymiary :				
rozpiêtoœæ	m	10,00	9,91	9,92
d³ugoœæ	m	7,50	7,73	7,75
wysokoœæ	m	2,15	2,20	2,50
pow. noœna	m²	17,50	17,50	17,50
Masy:				
w³asna	kg	618	746	818
u¿yteczna	kg	382	342	262
ca³kowita	kg	1000	1088	1080
Obci¹enie pow. noœnej	kg/m²	57,2	62,2	62,0
Osi¹gi:				
prêdkoœæ maksym.	km/h	215	223	205
prêdkoœæ przelotowa	km/h	170	182	180
prêdkoœæ l¹dowania	km/h	90	95	100
prêdkoœæ wznoszenia	m/s	3,3	3,1	3,0
pu³ap	m	4600	4300	4100
zasiêg	km	1400	880	450
rozbieg	m	160	260	155
dobieg	m	230	120	140

Od szeregu lat dojrzewa³a koncepcja budowy samolotu szkolno-treningowego, mog¹cego s³u¿yæ do szkolenia na jednym typie od kursu podstawowego a¿ do przejêcia na samoloty szkolno-bojowe. Maszyny tej klasy mia³y odznaczaæ siê nastêpuj¹cymi cechami: silnik o mocy 184—294 kW (250—400 KM), trójpodporowe podwozie, chowane w locie, pe³ne wyposaœenie radiowe, w³aœciwoœci lotno-pilota¿owe zbli¿one do samolotów myœliwskich. Taki samolot pozwala³ na prowadzenie szkolenia systemem jednostopniowym i szko³y lotnicze od dawna wystêpowa³y z zapotrzebowaniem na sprzêt o wy¿ej wymienionych zaletach. Ewentualne dostawy z zagranicy napotyka³y du¿e trudnoœci, podjêto wiêc decyzjê skonstruowania i uruchomienia w kraju produkcji samolotów tej klasy.

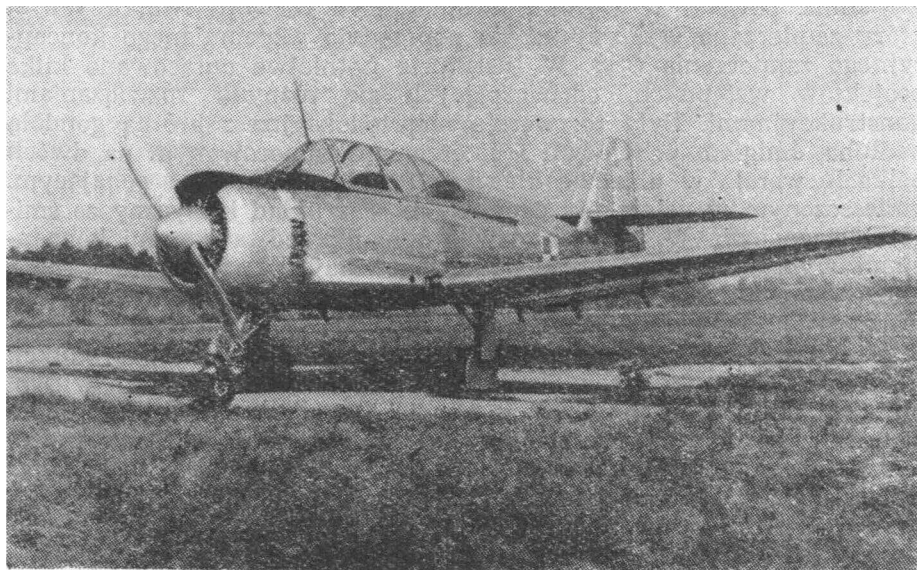
Pierwsze opracowanie o nazwie *Bies* powsta³o pod koniec lat czterdziestych w Lotniczych Warsztatach Doœwiadczalnych w Łodzi. Zesp³ kierowany przez in¿. Tadeusza So³tyka wykona³ w³wczas projekt wstêpny samolotu przejêciowego LWD *Bies*, z silnikiem rzêdowym w uk³adzie odwróconego V typu Argus AS-10c o mocy 177 kW (240 KM). Projekt nie zosta³ jednak zrealizowany, poniewa¿ LWD zosta³y rozwi¹zane w 1950 r. i w tym czasie oddano do kasacji zdobyczne silniki niemieckie. Koncepcja *Biesa* o¿y³a w 1951 r., w zespole konstrukcyjnym Centralnego Studium Samolotów w Warszawie. W tym czasie zesp³ silnikowy CSS, kierowany przez in¿. Witolda Narkiewicza, skonstruowa³ silnik gwiazdowy WN-2 o mocy 280 KM. Prototypy silnika wykonano w warsztatach CSS na Okêciu, ale do opracowania projektu p³atowca nie dosz³o, poniewa¿ w miêdzy czasie rozwi¹zano CSS.

Dopiero w 1953 r., dzia³aj¹c na podstawie nowych wytycznych, przyst¹piono w Instytucie Lotnictwa do opracowania projektu nowoczesnego ca³kowicie metalowego samolotu o konstrukcji pó³skorupowej, napêdzanego silnikiem WN-3 o mocy 236 kW (320 KM). Nowy silnik powsta³ w wyniku ewolucyjnego rozwoju silnika WN-2, który zamierzano wykorzystaa do poprzednio wspomnianego koncepcyjnego zamierzenia CSS. W Instytucie Lotnictwa opracowano kilka projektów wstêpnych, odznaczaj¹cych siê ró¿nymi rozwi¹zaniami konstrukcyjnymi. By³y to: wersja nieortodoksyjna z krótk¹ gondol¹ kad³uba, emig³em pchaj¹cym i usterzeniem zamocowanym na dwóch belkach, wersja w uk³adzie klasycznym, ale ze emig³em pchaj¹cym, umieszczonym w usterzeniu ogonowym, oraz uk³ad klasyczny ze emig³em ci¹gn¹cym. W wyniku rozwa¿ań nad przedstawionymi koncepcjami wybrano ostatni uk³ad jako zapewniaj¹cy najbardziej prawdziwe warunki szkolenia i eksploatacjê samolotu. Pierwsze dwa warianty, jakkolwiek stwarza³y mo¿liwoœæ zastosowania silnika odrzutowego na p³atowcu, by³y jednak bardziej skomplikowane w produkcji i mniej korzystne aerodynamicznie ni¿ p³atowiec o tradycyjnym uk³adzie konstrukcyjnym. Przy projektowaniu, oprócz zagadnieñ konstrukcyjnych, szczególn¹ uwagê zwrócono na u technologiczne samolotu. Dla u³atwienia i potanienia produkcji *Bies* zosta³ podzielony na elementy technologiczne, wykonywane oddzielnie, w postaci prefabrykatów, w³¹cznie z wyposaœeniem i instalacj¹, a nastêpnie ³¹czone ze sob¹ za pomoc¹ nitowania. Pod koniec konstrukcyjnego opracowania *Biesa* powsta³ projekt wstêpny 4-miejscowego samolotu dyspozycyjnego *IL Goniec*, który stanowi³ wersjê rozwo-

jow¹ poprzedniej maszyny, z poszerzonym kad³ubem i kabin¹ mieszcz¹c¹ po dwa fotele obok siebie.

Prace nad opracowaniem dokumentacji, próby statyczne i budowa pierwszego prototypu trwały dwa lata. Prototypy *Biesa* były budowane w Zak³adzie Produkcji Doświadczalnej Instytutu Lotnictwa. W dniu 23 VII 1955 r. *TS-8*, z numerem fabrycznym P-1, wykona³ swój pierwszy lot nad Ok^êciem. Oblatywaczem by³ pilot doświadczalny in^ż. Andrzej Ab³amowicz. Lot odby³ si^ê z podwoziem w po³o³eniu otwartym. Prototyp by³ pocz¹tkowo dopuszczony do prób jako wojskowy statek powietrzny (rys. 222). P^óŹniej zarejestrowano go w IKCSP, gdzie otrzyma³ znaki SP-GLF (rys. 223). Maszyna ta podczas prób mia³a przez pewien czas za³o³one dysze pomiarowe z wysięgnikami na ko^ńcach skrzyde³ oraz dodatkowy chwyt powietrza na g^órnej powierzchni os³ony silnika.

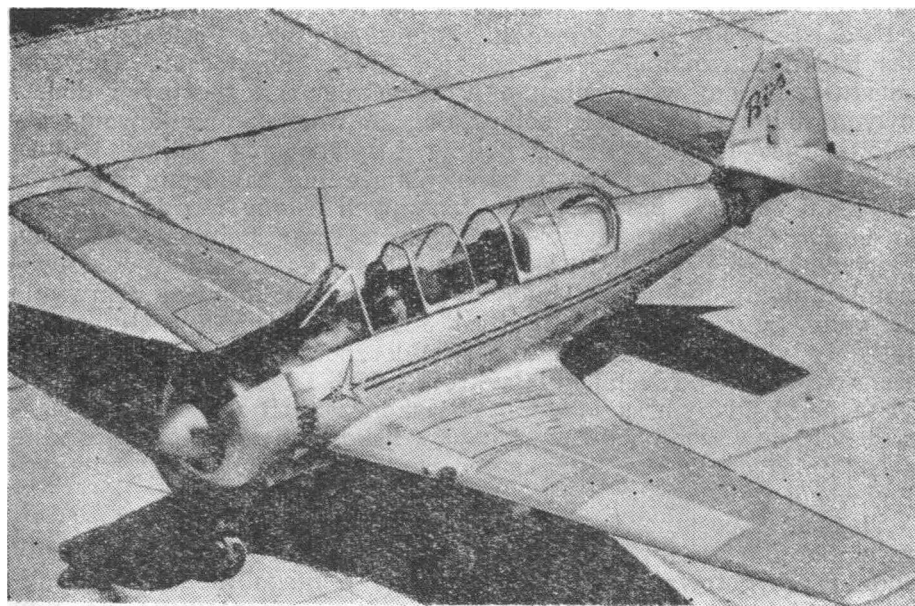
W 1956 r. zosta³y uko^ńczone nast^êpne dwa prototypy nr P-2 SP-GLH (rys. 224) i nr P-3 SP-GLG (rys. 225) oblatane 13 III i 18 VIII 1956 r. Drugi egzemplarz, podobnie jak pierwszy, mia³ na ko^ńcach skrzyde³ dodatkowe rurki Pitota. Wprowadzenie trzech maszyn znacznie przyspieszy³ cykl bada^ń warunkuj¹cych dopuszczenie do u^zytkowania. Samoloty by³y wyposa³one w ^æmig³a drewniane o skoku sta³ym typu B1, nast^êpnie B2, a po dwóch awariach (jedna w ITWL, a druga w IL) w ^æmig³o B3. Okresowo zast^êpowano je w czasie prób metalowymi ^æmig³ami nastawnymi Hamilton. *Standard*, zdemontowanymi z samolotu *Cessna UC-78*. Prototypy P-2 i P-3 mia³y zamontowane wyrzutniki bombowe pod doczepnymi cz^êściami skrzyde³, a ^ærodkowa cz^êść skrzyd³a z prawej by³a przystosowana do zabudowania k.m. ka³. 12,7 mm. Na pierwszym prototypie wykonano fabryczne próby dzia³ania mechanizm^{ów} (podwozie, klapy), przeprowadzono



Rys. 222 Pierwszy prototyp TS-8 nr P-1 i namalowanymi szachownicami



Rys. 223. TS-8 P-1 z rejestracj¹ cywiln¹ SP-GLF



Rys. 224. Drugi prototyp TS-8 nr P-2, który otrzyma³ rejestracj^ê SP-GLH



. Trzeci prototyp TS-8 nr P-3 SP-GLO

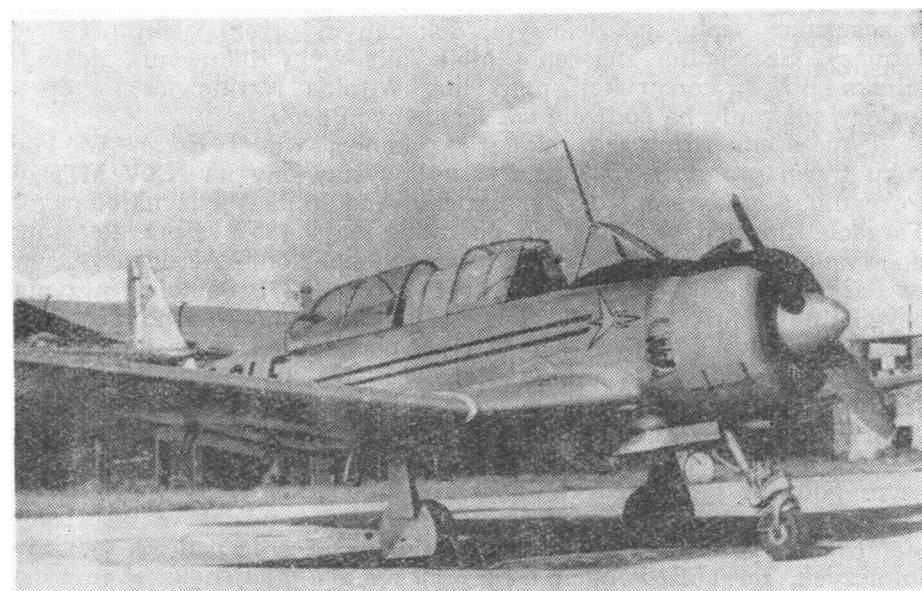
próby silnika WN-3, pomiar osi¹gów oraz pomiar stateczności pod³użnej. Wykonano na nim 260 lotów w czasie 115 h. Drugi prototyp s³uży³ do badań stateczności z powiększonym usterzeniem poziomym, prób w akrobacji, korkoci¹gach, przeci¹ganiu i nurkowaniu. Wykonano na nim 140 lotów w czasie 80 h. Do prób państwowych skierowano egzemplarz nr P-2. Natomiast na P-1 i P-3 przeprowadzano w IL dalsze próby zmierzaj¹ce do podniesienia jako¹ci samolotu. Podczas badań ujawniono szereg usterek, które niezw³ocznie usuwano. Ponadto zalecono wprowadzenie w egzemplarzach seryjnych dodatkowych zmian i poprawek, polepszaj¹cych warunki użytkowania samolotu. *Bies* mia³ wygodn¹, dobrze rozplanowan¹ kabinę i duże os³ony ze szk³a organicznego, zapewniaj¹ce nie zak³ócony widok w promieniu 360°. W przypadkach awaryjnych os³ony można by³o ³atwo odrzucać, a mocna konstrukcja wiatrochronu spe³nia³a rolę koz³a przeciwkapotażowego. Samolot odznacza³ się doskonałymi w³aeciwo³ciami lotnymi, by³ prawidł³owy w pilotażu i wykonywa³ poprawnie wszystkie figury akrobacji. Bardzo dobra stateczność i sterowność u³atwiały wykonywanie lotów bez widoczności. Maszyna by³a stateczna w ruchu po ziemi, mia³a krótki start i l¹dowanie. *TS-8 Bies* by³ w pe³ni udanym samolotem. Po zakończeniu homologacji maszyna zosta³a dopuszczona do użytku w wojskowych szko³ach i jednostkach lotniczych w charakterze podstawowego samolotu szkolno-treningowego.

W 1956 r. postanowiono z inicjatywy Zak³adu Badań w Locie IL przyst¹pić do prób pobicia kilku rekordów międzynarodowych. W grudniu przygotowano samolot, usuwaj¹c z niego niepotrzebne obci¹żenie, jak np. tylny fotel. Jednocześnie zamontowano na nim ³emig³o nastawne *Hamilton Standard*, zdjęte z samolotu *Cessna Bob-*

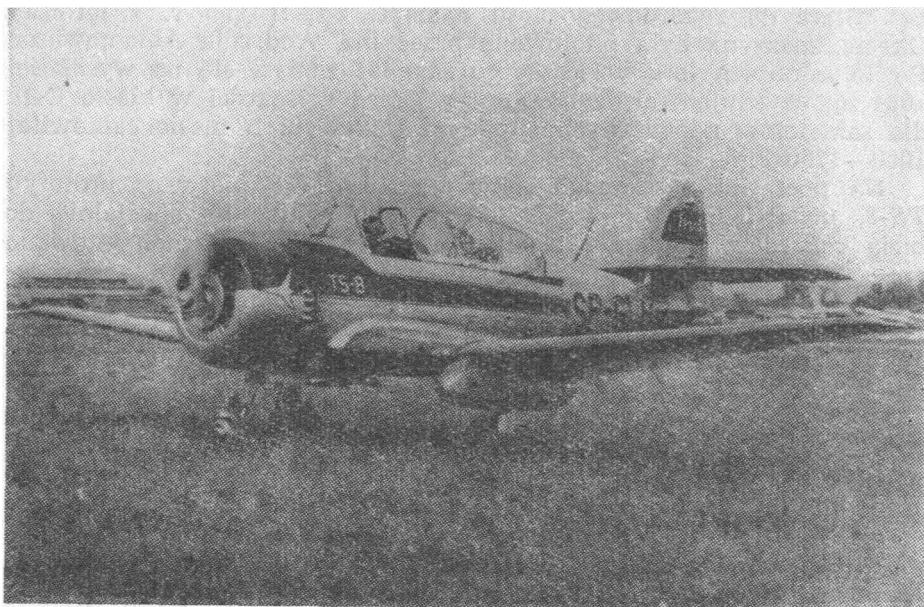
cat. Start do rekordowego lotu nast¹pi³ 28 XII 1956 r. z lotniska Okęcie; maszyna by³a pilotowana przez inż. Andrzeja Ab³amowie³a. Po 45 minutach lotu wznos¹cego samolot znalaz³ się na wysoko¹ci 7084 m, uzyskuj¹c międzynaodowy rekord wysoko¹ci w klasie C-1c dla samolotów napędzanych silnikiem t³okowym o masie ca³kowitej 1000—1750 kg.

Na pocz¹tku następnego roku przystosowano pierwszy prototyp TS-8, nr P-1 SP-GLF (rys. 226), przygotowuj¹c go specjalnie do bicia rekordów prędkości i odleg³ości. W samolocie zdemontowano znacz¹ część przyrz¹dów i wyposażenia. Pilotowi pozostawiono jedynie wariometr, prędkościomierz, wysokościomierz i zespół przyrz¹dów kontroli silnika. Zdemontowano również urz¹dzenia radiowe, ³wiat³a pozycyjne, antenę i inne wystaj¹ce elementy, stwarzaj¹ce dodatkowy opór w czasie lotu. Poza tym zaklejono przylepcem szpary, nierówno¹ci i szczeliny przy klapach. Zabiegi te znacznie poprawiły cechy aerodynamiczne *Biesa*. W drugiej kabinie zabudowano natomiast dodatkowy zbiornik o pojemności 700 dm³, znacznie wyd³użaj¹cy czas trwania lotu.

W dniu 14 V 1957 r. inż. Andrzej Ab³amowicz wystartowa³ o 3.30 z lotniska Okęcie do pobicia drugiego samolotowego rekordu ³wiata. Maszyna przelecia³a 25 razy trasę trójk¹ta Warszawa—Ko³biel—T³uszcz — Warszawa, przebywaj¹c w powietrzu 12 h 49 min. W tym czasie zosta³a pokonana trasa 2850 km i ustalony nowy międzynarodowy rekord odleg³ości w obwodzie zamkniętym dla samolotów klasy C-1d o masie 1750—3000 kg. Jednocześnie zosta³y ustalone krajowe rekordy prędkości na dystansach 500, 1000, 1500 i 2000 km. Dwa tygodnie później — 30 V 1957 r., pilot doświadczalny IŁ inż. Ludwik Natkaniec wystartowa³ z Okęcia o 3.12 do próby pobicia rekordu prędkości w obwodzie zamkniętym. Lot odbywa³ się po tra-



Rys. 226. TS-8 P-1 SP-GLF przystosowany do pobijania rekordów odleg³ości



Drugi prototyp TS-8 SP-GLH w wersji paryskiej, z dodatkowym zbiornikiem paliwa

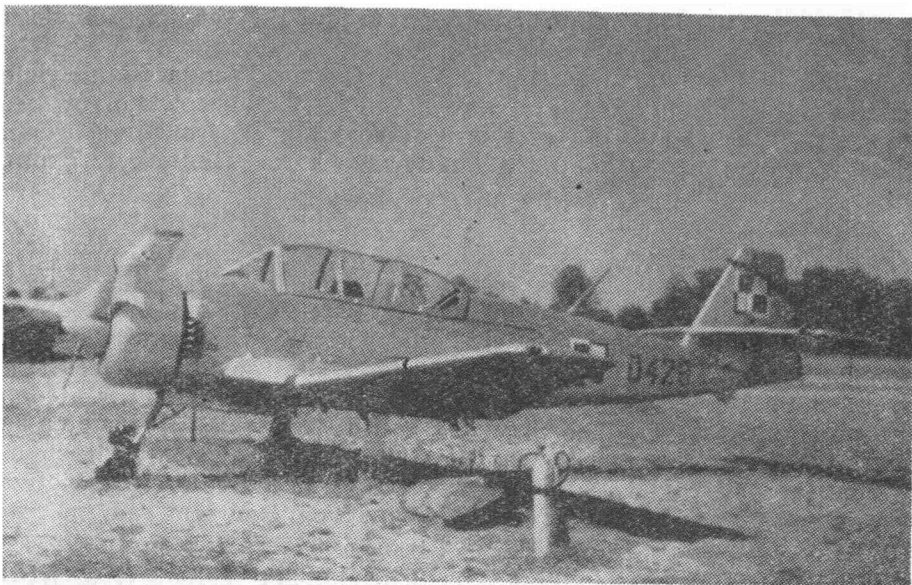
się Warszawa — Białyсток — Lipce Reymontowskie k. Skierniewic — Warszawa. Próba zakończyła się sukcesem i ustaleniem nowego międzynarodowego rekordu prędkości 317 km/h w obwodzie zamkniętym 2000 km dla klasy C-lc 1000—1750 kg. W czasie tego lotu pobito również krajowe rekordy prędkości na trasach 500 i 1000 km. Ustalenie rekordów świata było ważnym wydarzeniem, świadczyło o znacznym skoku jakościowym, dokonanym przez polski przemysł lotniczy. Szczególne znaczenie miało fakt wyprodukowania dobrego silnika WN-3, konstrukcji mgr. inż. Witolda Narkiewicza, którego walory pozwoliły na podjęcie tak forsownych prób.

Tymczasem rozpoczęto akcję reklamową wokół Biesa. W 1956 roku trzeci prototyp TS-8 nr P-3 był wystawiony na XXV MTP w Poznaniu, a w kwietniu 1957 r. eksponowano go na Międzynarodowych Targach Lipskich w NRD. Na początku maja 1957 r. przygotowano do wystawienia na XXII Międzynarodowym Salonie Aeronautycznym w Paryżu drugi prototyp TS-8 nr P-2 (rys. 227). Samolot otrzymał oryginalną kolorystykę, pod lewym skrzydłem zamontowano doczepny zbiornik paliwa o pojemności 80 dm³, ponadto na grzbiecie kadłuba umieszczono dodatkową antenę mieczową UKF, pozostawiając na wiatrochronie szupek anteny linkowej KF. W dniu 21 V 1957 r. pilot inż. Andrzej Abłamowicz i mechanik J. Słowik wykonali lot do Paryża po trasie Okęcie — Berlin — Bruksela — Le Bourget. Bies był pierwszym polskim samolotem wystawionym od 1938 r. w Paryżu. Maszyna wzbudziła duże zainteresowanie, biorąc udział w ekspozycji stałej od 24 V do 2 VI na lotnisku Le Bourget oraz podczas pokazów lotniczych, zorganizowanych na zakończenie tej największej imprezy lotniczej świata. W następnym roku inż. Andrzej Abłamowicz demonstrował Biesa na Węgrzech i w Rumunii.

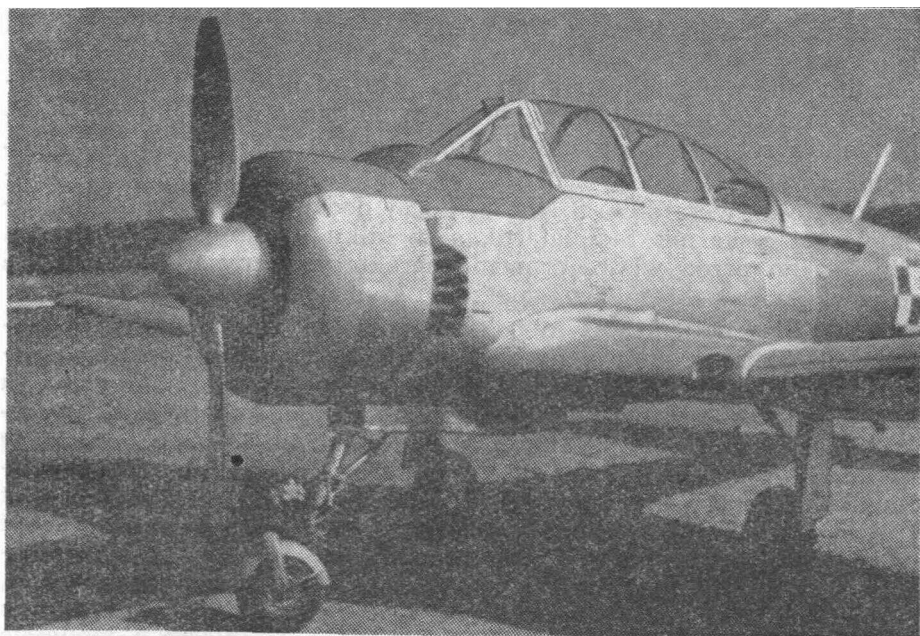
Na początku 1957 r. uruchomiono produkcję seryjną samolotu Bies. Pierwszą serię próbną, zwaną również „informacyjną” TS-8BI, w liczbie 10 maszyn, wykonano w WSK Okęcie. Wersja BI niewiele różniła się od prototypów. Pod skrzydłami były zamocowane również dwa wyrzutniki bomb o wagi do 50 kg. W środkowej części płatka, z prawej strony kadłuba, zabudowano k.m. UBK kal. 12,7 mm, z zapasem amunicji 300 sztuk. W kabine znajdował się celownik gyroskopowy, a w lewym skrzydle — w wykroju reflektora, ukryty był foto k.m. Wyposażenie radiowo-nawigacyjne stanowiła radiostacja pokładowa RSI-6K z anteną linkową i radiopółkompas RPKO-10M. Samoloty z serii informacyjnej zostały przekazane do eksploatacji próbnej w szkołach i jednostkach lotniczych. W wyniku doświadczeń eksploatacyjnych wprowadzono w następnych egzemplarzach seryjnych kilka zmian o charakterze użytkowym. Zimną 1958 r. jeden egzemplarz TS-8 wykonał przelot do ZSRR w rejon Krasnojarska dla przeprowadzenia prób eksploatacji w ostrych warunkach zimowych. Kaprysy pogody sprawiły wówczas, że temperatura powietrza w rejonie przeprowadzania prób była wyższa niż w tym samym czasie w Warszawie.

Wielkoseryjną produkcję Biesów uruchomiono w 1958 r. w WSK Mielec. Stało to się możliwe m.in. dzięki ograniczeniu produkcji samolotów myśliwskich Lim. Silniki WN-3 dostarczała WSK Kalisz, która produkowała je aż do 1960 r. Biesy mieleckie były wypuszczane w wersji TS-8BII, różniące się od wersji BI następującymi zmianami: radiostację KF zmieniono na UKF, mającą maszt mieczowy, zamocowany na grzbiecie tylnej części kadłuba, radiopółkompas zamieniono na automatyczny radiokompas, zamiast o skoku stałym typu B3 zostało zastąpione urządzeniem przestawialnym WR-1, skonstruowanym w IL przez inż. Wiktora Rotha. Ze względu na zwiększenie wyposażenia zrezygnowano z uzbrojenia usuwając k.m. i wyrzutniki bombowe, a pozostawiając jedynie celownik gyroskopowy i foto k.m. Ponadto egzemplarze wersji BII (rys. 228) różniły się mniejszą wypukłością tyłu osłony kabiny, brakiem szuflki anteny linkowej KF, usuniętego z ramy wiatrochronu oraz brakiem pokryw kół podwozia. Ogółem wyprodukowano 250 Biesów w 10 seriach, z tego kilka ostatnich było w wersji TS-8BIII, w której dodano m.in. radiowysokociomierz i wskaźnik radiolaterni, a w kilku egzemplarzach 10 serii zabudowano przed wiatrochronem charakterystyczny nawiew ciepłego powietrza zapobiegający zamarzaniu szyb (rys. 229).

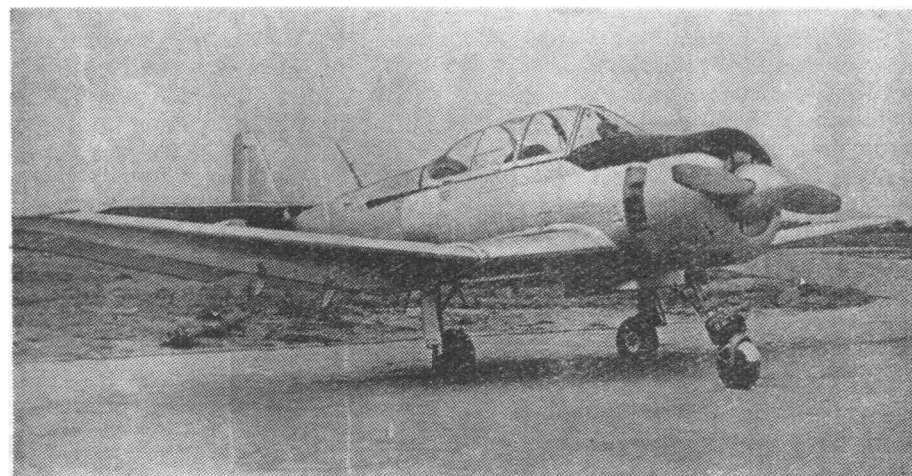
TS-8 Bies był pierwszym polskim powojennym samolotem z polskim silnikiem, produkowanym w dużych seriach dla lotnictwa wojskowego. Był on jednocześnie pierwszym po wojnie nowoczesnym samolotem zaprojektowanym w kraju, mającym konstrukcję półskorupową z duralu i nitami o wpuszczanych śrubkach. Jeszcze w najwcześniejszym stadium projektowania zwrócono uwagę na uproszczenie technologii produkcji i wykonawstwa warsztatowego. Samolot został podzielony na wiele prostych segmentów, które mogły być wygodnie nitowane przy dostępie z obydwóch stron. Zastosowany podział technologiczny samolotu pozwolił na rozszerzenie frontu robót, pozwalając na jednoczesne wykonanie znacznej ilości elementów, co wydatnie skróciło czas wykonania jednego egzemplarza i wpłynęło na zwiększenie wydajności pracy.



Rys. 228, Seryjny samolot szkolno-treningowy TS-8BII (fot. Andrzej Marga'a)



Rys. 229. Przód samolotu TS-8BIII z ostatniej serii produkcyjnej (fot. Andrzej Morga'a)



"Rys. 230. TS-8BII — jeden z samolotów przeznaczonych dla Indonezji

Seryjne TS-8BII by³y stopniowo dostarczane do oficerskich szkó³ lotniczych oraz do jednostek Wojsk Lotniczych, Wojsk Obrony Powietrznej Kraju i do lotnictwa Marynarki Wojennej. Od 1958 r. wprowadzono Biesy w OSL Dêblin na drugim roku nauki, gdzie prowadzono szkolenie praktyczne od podstaw pilota³u. TS-8 by³ u³zywany do szkolenia podstawowego, nauki i treningu w wy³szym pilota³u, nauki strzelania i bombardowania, do lotów nawigacyjnych oraz do szkolenia w ³lepyim pilota³u.

Biesy sta³y siê znane z udzia³u w pokazach i wystawach lotniczych. Prototypy zademonstrowano w locie 26 VIII 1956 r. podczas pokazów na Okêciu. Drugi prototyp by³ wystawiony na II Warszawskim Salonie Lotniczym, zorganizowanym na placu obok Arsena³u, w dniach 7 do 15 IX 1957 r. Trzeci egzemplarz seryjny wersji BI, nr fabr. 18703, by³ eksponowany od 30 VIII do 8 IX 1958 r. na III Warszawskim Salonie Lotniczym na placu Zwyciêstwa w Warszawie. Inny seryjny egzemplarz przedstawiono podczas Wroc³awskiego Salonu Lotniczego 13—30 IX na lotnisku w Pilzycach. Przedstawiciela ostatniej serii produkcyjnej TS-8BIII nr 1020 pokazano na Wystawie Przemys³u Lotniczego, zorganizowanej na placu Zwyciêstwa w Warszawie od 21 do 30 IX 1961 r.

êwietne w pilota³u Biesy zdoby³y znacz¹n¹ popularnoœæ zarówno w³ród pocz¹tkuj¹cych lotników, jak i wykwalifikowanych pilotów. Na prze³omie lat piêædziesi¹tych i szeædziesi¹tych samoloty te stanowi³y podstawowy sprzê¹t szkolno-treningowy, walnie przyczyniaj¹c siê do znacznego podniesienia poziomu wyszkolenia personelu lataj¹cego.

Pomimo wielu zalet i wysokich walorów Bies nie by³ eksportowany. Wyj¹tek stanowi³y jedynie dwa egzemplarze przystosowane do eksploatacji w strefie tropikalnej, które dostarczono dla lotnictwa indonezyjskiego. Maszyny te by³y u³zytkowane przez jednostkê stacjonuj¹c¹ na lotnisku Bandung (rys. 230).

Samoloty TS-8 zaczêto stopniowo wycofywaæ z wojska w po³owie lat szeædziesi¹tych, w miarê wprowadzania odrzutowych TS-11 Iskra.



Rys. 231. TS-8BIII nr fabr. 1E0611, SP-CNY - jeden z partii samolotów przekazanych do dyspozycji lotnictwa sportowego (fot. Andrzej Morgała)



Rys. 232. Trzeci prototyp TS-8 P-3 SP-GLG przystosowany do prób ze spadochronem hamującym (fot. IL)

Kilkadziesiąt sztuk otrzymały aerokluby regionalne. Stosunkowo najwięcej *Biesów* skierowano do ośrodków wyszkolenia lotniczego, gdzie były organizowane obozy Lotniczego Przysposobienia Wojskowego II stopnia tzw. LPWII. W okresie 1966—1975 wojsko przekazało lotnictwu sportowemu 101 samolotów TS-8 (rys. 231). Pierwszy o numerze fabrycznym 1E05-10 otrzymał znaki rejestracyjne SP-CMA, a ostatni 1E09-20 — znaki SP-EFK. W Wyższej Oficerskiej Szkole Lotniczej *Biesy* były używane do 1976 r. Ostatni lot na maszynie tego typu został wykonany w Dęblinie 23 listopada 1976 r. Trzy prototypy pozostały nadal w Instytucie Lotnictwa, gdzie przeprowadzono na nich wiele interesujących doświadczeń, wypróbowując m.in. emigro o opatach ze szklanych laminatów, spadochronik hamujący, przeznaczony do badania korkocięgu itd. (rys. 232). Później pierwszy prototyp TS-8 nr P-1 SP-GLF został przekazany do Muzeum Lotnictwa w Krakowie, gdzie znajduje się również egzemplarz *Biesa* TS-8BII, nr 1E03-09, z trzeciej serii produkcyjnej. Prototypy P-2 i P-3 pozostały w Instytucie dłużej. Z rejestru cywilnych statków powietrznych skreślono je w dniu 27 IX 1972 r.

Pojedyncze egzemplarze TS-8 były nadal użytkowane przez lotnictwo wojskowe do zadań szkoleniowych, spełniając dobrze swoje funkcje obok samolotów *Jak-12* i *PZL-104 Wilga*. Jedną z ostatnich maszyn, *TS-8BIII*, wykonywała loty służbowe jeszcze w 1978 r.

Przeznaczenie, konstrukcja, uzbrojenie i dane techniczne

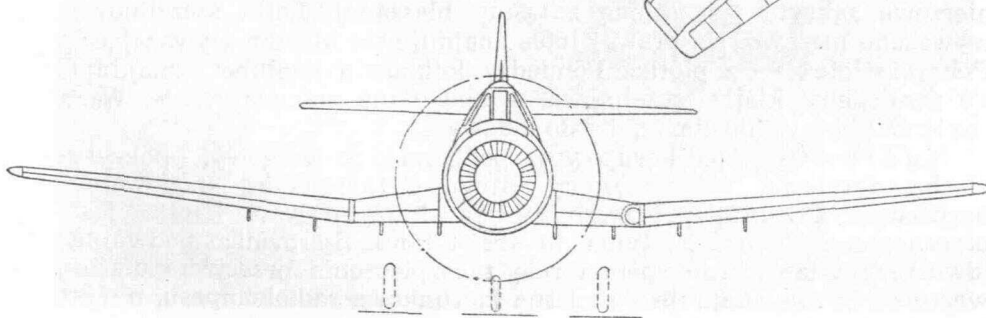
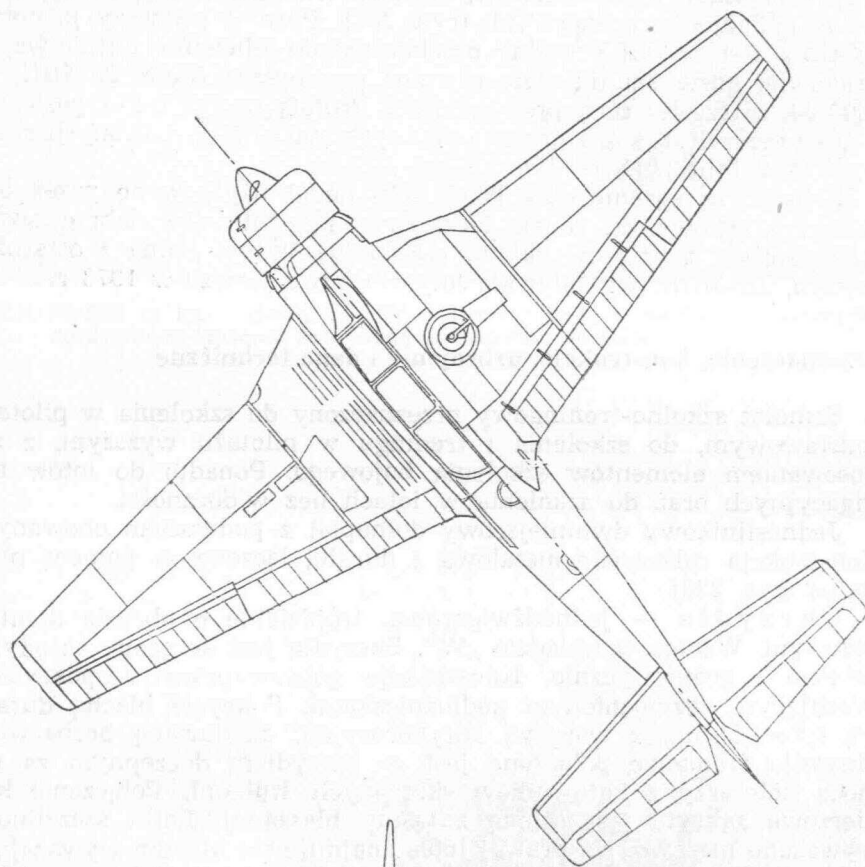
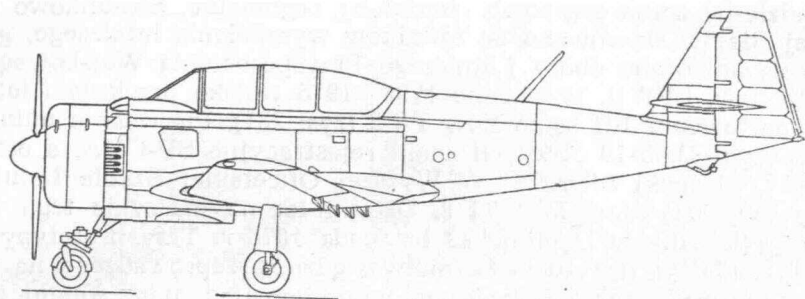
Samolot szkolno-treningowy przeznaczony do szkolenia w pilotażu podstawowym, do szkolenia i treningu w pilotażu wyższym, z zastosowaniem elementów szkolenia bojowego. Ponadto do lotów nawigacyjnych oraz do szkolenia w lotach bez widoczności.

Jednosilnikowy dwumiejscowy dolnopłat z podwoziem chowanym. Konstrukcja całkowicie metalowa z duralu, złączona za pomocą nitowania (rys. 233).

Skrzydło — jednowygibowe, trójdzielne o obrysie dwutrapezowym. Wznios w układzie „W”. Skrzydło jest skrócone aerodynamicznie i geometrycznie. Konstrukcja półskorupowa z pokryciem pracującym, wzmocnionym podłużniczkami. Pokrycie blachą duralową 0,6—1,5 mm z warstwą antykorozyjną, anodowaną bezbarwnie. Skrzydło środkowe połączone jest ze skrzydłem doczepnym za pomocą kołnierzy z klamerek skręconych rurkami. Połączenie kołnierzowe zakryte jest osłoną z taśmy blaszanej. Lotki szczelinowe wyważone masowo. Na prawej lotce znajduje się blaszka wyważająca. Pokrycie lotek — z płótna. Pomiędzy lotkami a kadłubem znajdują się dwudzielne kłapy szczelinowe, uruchamiane pneumatycznie. Wychylenie kłap: 10° do startu, 30° do lądowania.

Kadłub — półskorupowy, podłużnicowo-wręgowy, pokryty blachą duralową, zabezpieczony antykorozyjnie przez anodowanie bezbarwne. Przekrój poprzeczny — owalny. Pierwsza kabina jest przeznaczona dla ucznia, tylna dla instruktora. Sterownice podwójne (dwuster). Wiatrochron spełnia rolę zabezpieczenia przeciwkapotażowego. Za kabiną znajduje się antena kierunkowa radiokompasu, ukryta pod okienkiem ze szkła organicznego.

Usterzenie — wolnonośne o obrysie trapezowym. Stateczniki



Rys. 233. Sylwetka samolotu TS-8 Bies BIII

kryte blach¹, stery — p³ótnem. Wyważenie sterów — masowe. Na sterze kierunku i prawej p³ówce steru wysokości klapka wyważa-
j¹ca.

Podwozie — trójpodpórowe, chowane. Amortyzacja olejowo-
powietrzna. Mechanizm wci¹gania — pneumatyczny. Goleń przed-
nia samonastawna, wyposażona w t³umik drgań samowzbudnych typu
shimmy. Na końcu kad³uba pod spodem zamocowany jest zderzak
chroni¹cy ty³ od uderzenia o ziemię, przy zbytnim zadarciu przodu
samolotu podczas startu.

Zespó³ napędowy: silnik WN-3 siedmiocylindrowy, gwia-
zdowy ch³odzony powietrzem o mocy startowej 232 kW (315 KM)
i trwa³ej 208 kW (283 KM), bez spr³ężarki i reduktora. Os³ona silnika
pierścieniowa, o d³ugiej cięciwie typu NACA. Wlot powietrza regu-
lowany zas³on¹ żaluzjow¹. Rozruch silnika odbywa się za pomoc¹
spr³ężonego powietrza. Ch³odnica oleju w kształcie p³askiej spirali
umocowana jest pod przedni¹ wyoblon¹ częci¹ os³ony NACA —
przed cylindrami silnika. Zbiorniki paliwa o pojemności 240 dm³ roz-
mieszczone s¹ w kad³ubie. Spaliny odprowadzane s¹ rurami wyde-
chowymi, wyprowadzonymi po bokach kad³uba spod os³ony i po-
³1czonymi w zespo³y: 3 rury z prawej i 4 rury z lewej strony ka-
d³uba. Ćmig³o dwu³opatowe drewniane przestawialne typ WR-1
o średnicy 2,2 m.

Wyposażenie radionawigacyjne

Radiostacja UKF typ R-800, automatyczny radiokompas ARK-5,
telefon pok³adowy SPU-2, radiowysokościomierz RW-2, sygnalizator
radiolatarni MRP-48, busola żyromagnetyczna DGMK.-3.

Uzbrojenie

W wersji TS-8BI k.m. UBK ka³. 12,7 mm, zamocowany w prawym
skrzydle środkowym na specjalnej stalowej spawanej ławecie. Skrzyn-
ka amunicyjna mieci³a się w skrzydle doczeplnym — za d³wigarem.
Pod skrzyd³ami doczeplnymi zamocowane by³y dwa wyrzutniki dla
bomb o wagomiarze do 50 kg. Foto k.m. umieszczony by³ w wykroju
na reflektor w lewym skrzydle doczeplnym. Celownik żyroskopowy
zamocowany by³ nad przedni¹ tablic¹ przyrz¹dów pok³adowych w
kabinie ucznia.

W wersjach TS-8BII i BIII uzbrojenia nie montowano, jedynie
niektóre egzemplarze przewidziane do treningu w pozorowanym strze-
laniu wyposażone by³y w celownik i foto k.m.

Dane techniczne

Wymiary: rozpiętość 10,50 m, d³ugość 8,55 m, wysokość 3,00 m,
powierzchnia nośna 19,1 m².

Masy: w³asna 1292 kg, u³yteczna 360 kg, ca³kowita 1672 kg.

Osi¹gi: prędkość maksymalna 315 km/h na wys. O i 310 km/h
na wys. 1000 m, prędkość przelotowa 270 km/h, prędkość l¹dowania
115 km/h, prędkość wznoszenia 6,3 m/s, prędkość dopuszczalna nur-
kowania 450 km/h, pu³ap 5900 m, zasięg 620 km, rozbieg 360 m, do-
bieg 290 m.

Wprowadzenie myśliwskich samolotów odrzutowych spowodowało potrzebę stosowania nowoczesnego sprzętu szkolno-treningowego.

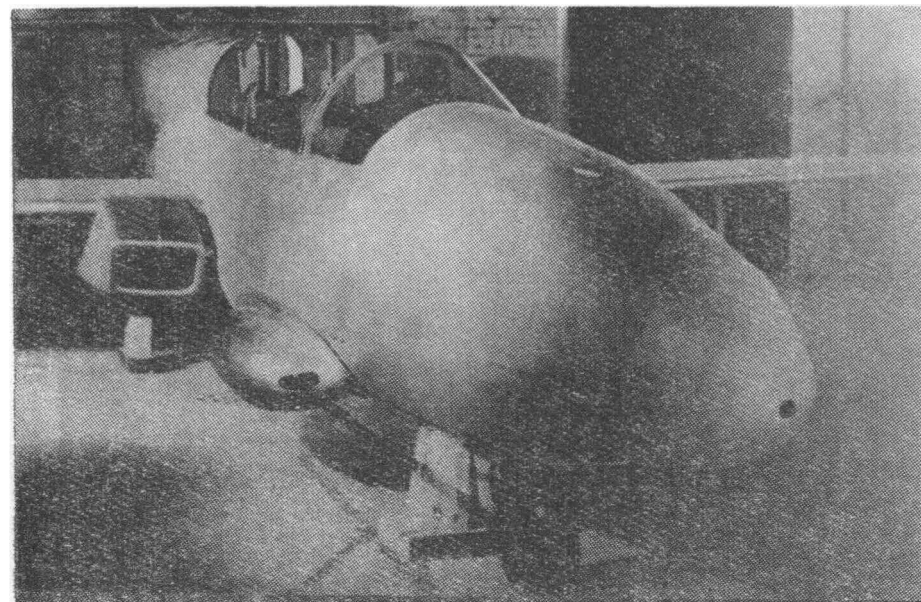
Miałoby to na celu skrócenie cyklu szkolenia, wydłużonego używaniem posiadanych samolotów o napędzie tłokowym, zmniejszenie ilości typów stosowanych w szkołach oraz potaniecie procesu szkolenia przez ograniczenie czasu stosowania oryginalnych bogato wyposażonych samolotów bojowych napędzanych silnikami o dużym cięgu.

Koncepcja nowoczesnego samolotu szkolno-treningowego polegała zatem na stworzeniu nowej uniwersalnej maszyny, ³¹człecy cechy samolotów klas podstawowej, przejściowej i szkolno-bojowej. Pozwalałoby to na pełne przeszkolenie ucznia pilota na samolocie jednego typu w zakresie prędkości poddźwiękowych, ³¹cznie z elementami bojowymi.

W pierwszej połowie lat pięćdziesiątych w wielu krajach uznano za bardziej celowe szkolenie od początku na specjalnie zaprojektowanych lekkich samolotach odrzutowych, prostych w konstrukcji i tańszych w eksploatacji, ale mających podstawowe i niezbędne wyposażenie oraz uzbrojenie, pozwalające na wypuszczenie w pełni wyszkolonego personelu latającego. Również i w Polsce odczuwano potrzebę użycia odrzutowego samolotu szkolno-treningowego, który oprócz szkolenia początkowego zapewniałby także trening z zastosowaniem elementów bojowych. Wprowadzenie maszyny takiej klasy ograniczyłoby potrzebę stosowania wielu typów, zwłaszcza o napędzie tłokowym, wydatnie usprawniając proces szkolenia pilotów myśliwskich.

Zlecenie na opracowanie projektu wstępnego TS-11 Iskra otrzymał zespół konstrukcyjny mgr. inż. Tadeusza Sołtyka z Instytutu Lotnictwa. Podstawę stanowiły wymagania taktyczno-techniczne, określone przez Dowództwo Wojsk Lotniczych. Równocześnie w Instytucie rozpoczęto prace nad opracowaniem i zbudowaniem silnika odrzutowego do tego samolotu. W ciągu 1957 r. prowadzono prace nad projektem wstępnym samolotu. W tym okresie przystąpiono również do wykonania dmuchań modeli w tunelach aerodynamicznych w Instytucie Lotnictwa oraz w tunelu dużych prędkości w ZSRR. Przemuchiowano także usterzenie samolotu w skali 1:1, w tunelu o średnicy 5,0 m. Wykonano również badania w locie na modelu Iskry w dużej skali, zamocowanym do samolotu Lim-2. Często przeprowadzonych prób potwierdziła prawidłowość dokonanych obliczeń aerodynamicznych. W Zakładzie Produkcji Doświadczalnej IL wykonano drewnianą makietę o naturalnej wielkości (rys. 234) dla oceny celowości rozmieszczenia wyposażenia oraz wygody pracy załogi i obsługi naziemnej. Makietę wyróżniała się działkiem zabudowanym w dodatkowej podwieszanej gondoli — z prawej strony kadłuba. Komisja makietowa DWLot dokonała na przełomie 1957/58 r. oceny projektu wstępnego i makiety samolotu. Dalsze prace nad projektem konstrukcyjnym kontynuowano już w Ośrodku Konstrukcji Lotniczych (OKL) przy WSK Okęcie, gdzie została przeniesiona grupa doc. mgr. inż. Tadeusza Sołtyka. W IL nadal pozostał zespół pracujący nad silnikiem odrzutowym.

W 1958 r. opracowano projekt konstrukcyjny. Podobnie jak w Biesie, tak i tutaj zastosowano korzystny podział technologiczny samolotu na podzespoły, ułatwiający ich produkcję, stosując również

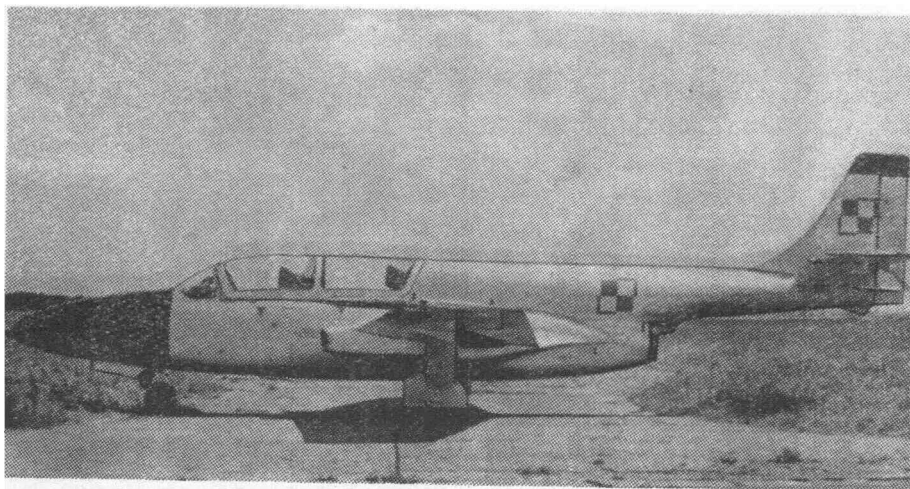


Rys. 234. Makiet samolotu TS-11 Iskra

w szerokim zakresie prefabrykacji, obejmującej montaż na podzespołach dużej części wyposażenia i instalacji. W 1958 r. rozpoczęto w WSK Okęcie budowę 4 prototypów. Pierwszy prototyp oznaczony numerem 01, przeznaczony do prób statycznych, ukończony został w marcu 1959 r. Przeprowadzono na nim około 50 prób. Wyniki badań pozwoliły na ocenę prawidłowości działania elementów w różnych warunkach oraz określili ich trwałość w zakładanym resursie pracy.

Drugi prototyp nr 02, napędzany importowanym silnikiem Viper 8, został przeznaczony do badań w locie (rys. 235). Budowę tej maszyny zakończono w grudniu 1959 r. Pierwszy lot został wykonany w dniu 5 II 1960 r. Oblatywaczem maszyny był pilot doświadczalny IL inż. Andrzej Abłamowicz. Kilkanaście dni później odbył się oficjalny pokaz maszyny na ziemi i w czasie lotu. Obecni byli przedstawiciele władz oraz zainteresowanych instytucji wojskowych i cywilnych. Iskra odznaczała się zgrabną smukłą sylwetką, a prędkość lotu i zwrotność samolotu wywarły korzystne wrażenie. Prototyp był prezentowany w locie również publiczności podczas pokazów z okazji Dnia Lotnictwa 11 IX 1960 r. na lotnisku w Łodzi.

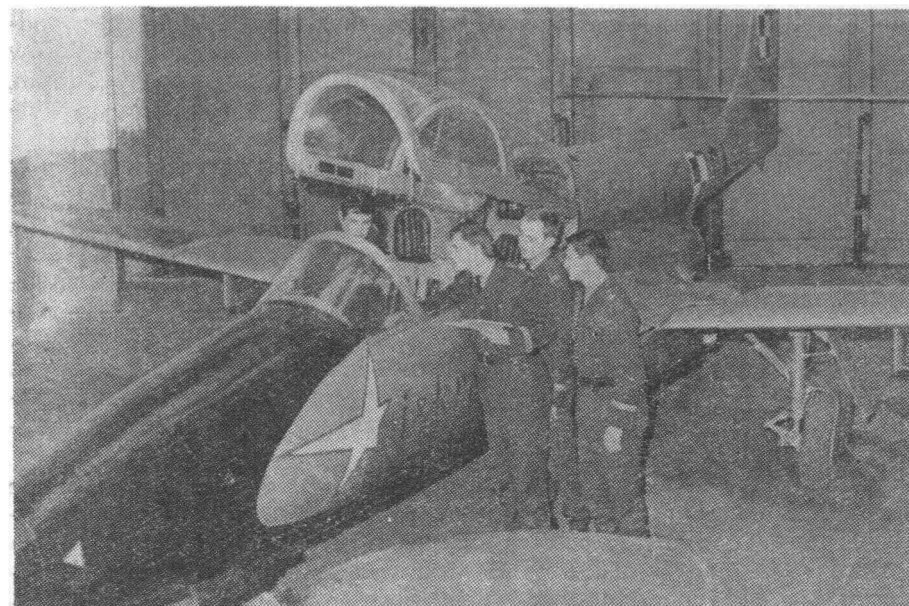
Rozpoczęte w 1960 r. próby w locie dzieliły się na kilka faz. Pierwszą z nich stanowiło pomierzenie osiów samolotu, a drugą zbadanie i ocena właściwości lotnych. W pierwszej fazie prób fabrycznych zbadano osiowość, ustalając przy tym, że Iskra spełnia warunki założone w projekcie. Następnie ukończono i oblatano dwa pozostałe prototypy przewidziane do prób w locie: nr 03 (rys. 236) w marcu 1961 r. i nr 04 (rys. 237) w lipcu 1961 r. Pierwszy prototyp nr 02 nie miał uzbrojenia. Dwa następne egzemplarze 03 i 04 miały zabudowane po dwa podskrzydłowe wyrzutniki bomb, działko kal. 20 mm



Rys. 235. Prototyp TS-11 nr 02 - pierwszy przeznaczony do badań w locie (fot. IL)



Rys. 236. II prototyp TS-11nr 03 (fot. IL)



III prototyp TS-11 nr 04 w WOSL Dëblin (fot. WAF)

i fotokarabin. Przeprowadzono na nich szereg szczegółowych badań w zakresie osi¹gów, stateczności i sterowności oraz warunków bezpieczeństwa lotu, zwracaj¹c szczegól¹ uwagę na trudne konfiguracje lub na stany awaryjne. Zbadano zatem samolot przy przeci¹gnięciu, zachowanie się w korkoci¹gu itd. Na jednym z prototypów dokonano eksperymentów ze zrzutem os³ony kabiny oraz katapultowanie foteli, wyrzucanych bez os³ony i poprzez zamknięt¹ os³onę z rozbiciem szyby ze szkła organicznego. Następnie przeprowadzono badanie drgań samowzbudnych typu flutter, ustalaj¹c, że w zakresie prędkości eksploatacyjnych na samolocie drgania te nie występuj¹. Wszystkie te okoliczności by³y szczególnie ważne, zw³aszcz³a że samolot przeznaczono do szkolenia m³odych niedoświadczonych pilotów. Na innym prototypie dokonano znów pomiarów i oceny pracy silnika — początkowo HO-10, a później SO-1.

Loty wykaza³y, że samolot jest łatwy i poprawny w pilotażu oraz w ruchu na ziemi. W locie odznacza³ się wyj¹tkow¹ zwrotności¹ i sterowności¹. Jedynie si³y od lotek na dr¹żku okaza³y się za duże, a si³y od steru wysoko³ci za małe. Pierwsze usunięto przez dodanie wspomaganie wzmacniaczem hydraulicznym, a drugie przez zmianę mechanizmu sterowania. Kabina w Iskrze jest bardzo obszerna i wygodna, a widoczność z niej jest dobra. Przyrz¹dy pokładowe, wy³czniki, d¹wignie napędów s¹ porozmieszczane logicznie, systematycznie i celowo, eliminuj¹c do minimum możliwości pope³nienia pomyłki przez ucznia pilota. Stopień zautomatyzowania jest bardzo wysoki. Na przykład rozruch silnika następuje po naci³gnięciu tylko jednego przycisku, jednym przyci³gnięciem chowa się i wypuszcza podwozie, jednym uruchamia kłapy itd. Prostota obsługi jest jedn¹ z wielkich cech charakterystycznych tego samolotu. Z innych udogodnień nale³ży wymienić wysok¹ skuteczność hamulców tarczowych podwozia,

dzięki którym możliwe jest przeprowadzenie prób silnika bez podstawek pod ko³a. Według zgodnej opinii oblatywaczy oraz pilotów wojskowych *Iskra* jest samolotem ³atwym w pilotażu, wygodnym, dobrze wyposażonym oraz dysponuj¹cym dobrymi osi¹gami i ³wietnymi w³a³ciwo³aciami lotnymi.

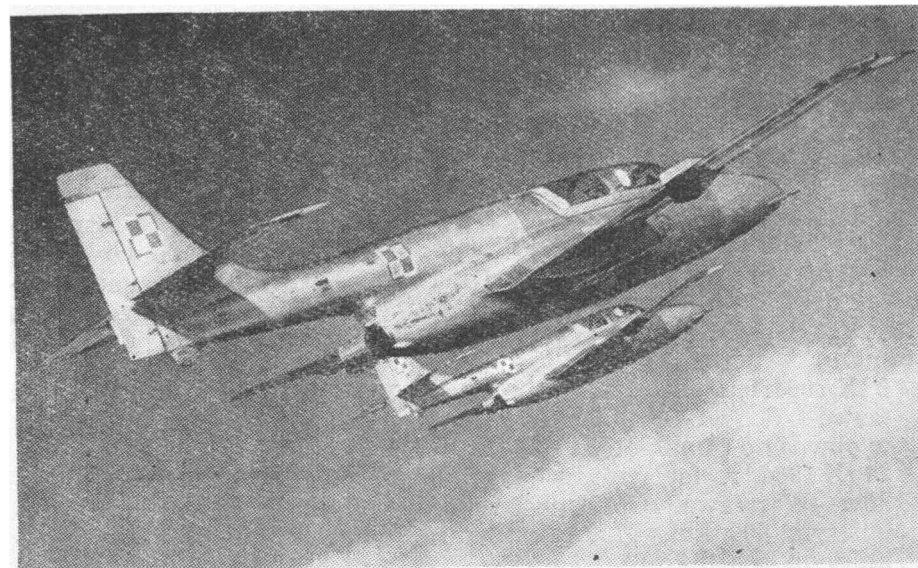
Po próbach fabrycznych i państwowych samolot zosta³ poddany ocenie. Stwierdzono, że w pe³ni spe³nia on za³łożone wymagania i nadaje się do szkolenia pilotów myśliwskich i myśliwsko-szturmowych. *Iskr*¹ można stosować zarówno do szkolenia w pilotażu podstawowym, jak również w akrobacji powietrznej z zastosowaniem elementów bojowych, do szkolenia w pilotażu bez widoczności, lotów w trudnych warunkach atmosferycznych, szkolenia w lotach grupowych, lotach nawigacyjnych po trasie, prowadzenia walk powietrznych i zwalczania celów naziemnych. W ³ład za orzeczeniem Komisji podjęto decyzję o uruchomieniu produkcji seryjnej tego bardzo potrzebnego samolotu.

W tym okresie — na pocz¹tku sierpnia 1961 r. za³oga w sk³adzie mjr inż. Józef Menet i inż. Andrzej Ab³amowicz wykona³a na prototypie nr 03 przelot, etapami Mińsk — Smoleńsk — Kubinka — do Moskwy, gdzie na lotnisku w Monino w czasie prawie dwóch miesięcy *Iskra* by³a poddana bardzo interesuj¹cym próbom porównawczym z podobnymi samolotami tej samej klasy: radzieckim *Jak-30* nr 90 i czechosłowackim *L-29 Delfin* nr 0003. Samoloty bada³ w locie m.in. Bohater Zwi¹zku Radzieckiego pilot doświadczalny Jurij Antipow. W próbach bra³a także udział ekipa polskich specjalistów z przemys³u lotniczego i wojska. *Iskra* uzyska³a bardzo wysok¹ ocenę w opinii komisji prowadz¹cej badania, zwłaszcza w zakresie doskonałych rozwi¹zań o charakterze eksploatacyjnym.

W uznaniu zas³ug zwi¹zanych z opracowaniem nowego udanego typu samolotu doc. mgr inż. Tadeusz So³tyk otrzyma³ Nagrodę Ministra Obrony Narodowej. W konkursie „ycia Warszawy” za 1962 r. przyznano natomiast ca³emu zespo³owi tytu³ „Mistrza Techniki” za opracowanie konstrukcji, realizację prototypów i przygotowanie samolotu *TS-11* do produkcji seryjnej.

Jednocześnie z opracowaniem projektu wstępnego *Iskry* przyst¹piono w Instytucie Lotnictwa do prac nad silnikiem odrzutowym, przeznaczonym do napędu samolotu. W 1956 r. powsta³ projekt wstępny silnika *SO-1* o ci¹gu startowym 9,8 kN (1000 kG). Przy budowie i próbach prototypu napotkano jednak szereg nieprzewidzianych trudności. Kiedy sta³o się jasne, że prace nad silnikiem „docelowym” przeci¹gn¹ się niewspółmiernie w stosunku do budowy samego p³atowca, podjęto decyzję zastosowania silnika zastępczego, który w wyniku pozytywnych efektów prób mógłby s³użyć również do napędu egzemplarzy seryjnych. Do opracowania i budowy silnika zastępczego zaangażowano przemys³ lotniczy, gdzie w poprzednich latach wykonano już ma³y silnik doświadczalny *TO-350* o ci¹gu 3,4 kN (350 kG). Prace nad dokumentacj¹ silnika *HO-10*, wzorowanego na innych podobnych konstrukcjach, rozpoczęto 1 II 1958 r. i zakończono w lipcu tego samego roku. Dokumentacja technologiczna i projekty oprzyr¹dowania by³y gotowe w dniu 30 X 1958 r., a pierwszy prototypowy egzemplarz silnika oddano do prób 1 XII 1959 r. Do dnia 8 VI 1961 r. wykonano 7 egzemplarzy *HO-10* z serii prototypowej.

Do napędu pierwszego lataj¹cego egzemplarza *Iskry* nr 02 użyto



Seryjne *Iskry bis* z dwóch pierwszych serii produkcyjnych napędzane silnikami *HO-10* w okresie eksploatacji próbnej w OSL Dęblin (fot. Janusz Szymański)

silnika *Viper 8* o ci¹gu 7,8 kN (795 kG), zakupionego za granic¹. Następne maszyny nr 03 i 04 mia³y już prototypowe egzemplarze silników *HO-10* o ci¹gu startowym 7,74 kN (790 kG), nominalnym 7,15 kN (730 kG) i przelotowym 6,37 kN (650 kG). Produkcję seryjn¹ silników uruchomiono w 1961 r., a pierwszy lot seryjny *Iskry* z seryjnym *HO-10* odby³ się w 1963 r. W latach 1961/1962 zbudowano wersję doświadczaln¹ *HO-10* z dopalaczem, któr¹ przebadano na hamowni. Silnik wykaza³ wzrost ci¹gu startowego (3-minutowego) do 9,21 kN (940 kG), to jest o oko³o 20%.

Równolegle by³y nadal prowadzone intensywne prace w Instytucie Lotnictwa nad docelowym silnikiem, który mia³ zapewniać lepsze osi¹gi, zwłaszcza w zakresie skrócenia startu i zwiększenia prędkości wznoszenia. Wysi³ki zosta³y uwieńczone pomyślnym rezultatem i w dniu 28 IV 1964 r. oblatano *Iskr*¹ nr 03, napędzan¹ prototypem silnika *SO-1*, stanowi¹cym oryginaln¹ polsk¹ konstrukcję opracowan¹ i zbudowan¹ od podstaw w kraju.

W 1962 r. przyst¹piono do uruchomienia produkcji seryjnej *Iskry bis* w wytwórni WSK Mielec. Pierwszy lot seryjnej maszyny, napędzanej silnikiem *HO-10*, mia³ miejsce w następnym roku. W 1964 r. zosta³a wyprodukowana pierwsza partia samolotów z silnikami *HO-10*, przekazana użytkownikowi do prób eksploatacyjnych. By³y one przeprowadzane w warunkach normalnego użytkowania samolotu w szkole lotniczej (rys. 238). Wykryte przy tym usterek by³y niezwłocznie analizowane przez zespół konstrukcyjny i usuwane przez wytwórnię. Samoloty następnej serii, pozbawione wykrytych wad, wprowadzono w 1964 r. do szerokiej eksploatacji w WOSL, prowadz¹c na nich normalne szkolenie.

Prace nad rozwojem *Iskry* oraz zespo³em napędowym nie usta³y

z chwil¹ wejścia do eksploatacji. W tej fazie prowadzono dalsze badania i próby samolotów seryjnych, w tym również naziemne próby zmęczeniowe, uwzględniaj¹ce zmienne obci¹żenie występuj¹ce podczas lotu. W kwietniu 1964 r. rozpoczęto badania w locie prototypu nr 03, wyposażonego w silnik SO-1.

Maszyna ta zosta³a przystosowana w sierpniu tego samego roku do pobicia rekordów w klasie C-1d dla maszyn o masie 1750—3000 kg. Zdemontowano zatem tylny fotel i inne zbędne urz¹dzenia. Uszczelniono i zaklejono szczeliny, usunięto kratki ochronne na chwytach powietrza oraz wypolerowano powierzchnię skrzyde³. Na tak przystosowanej maszynie ustalono następuj¹ce lotnicze rekordy świata, zatwierdzone następnie przez FAI — Międzynarodow¹ Federację Lotnicz¹:

- 21X 1964 r. lot po trasie zamkniętej 100 km (trasa trójk¹ta) Warszawa—T³uszcz—Ko³biel—Warszawa. Zdobyto rekord prędkości w obwodzie zamkniętym 100 km = 715,7 km/h;
- 24 IX 1964 r. lot po trasie zamkniętej 500 km Warszawa—Kraków—Warszawa. Pobito dwa rekordy: prędkości w obwodzie zamkniętym 500 km = 730,7 km/h oraz odleg³ości w obwodzie zamkniętym = 510 km;
- 26 IX 1964 r. lot na bazie zamkniętej 15/25 km (Warszawa—Piasечно) na nieograniczonej wysokości. Ustalono rekord prędkości na bazie 15/25 = 839 km/h.

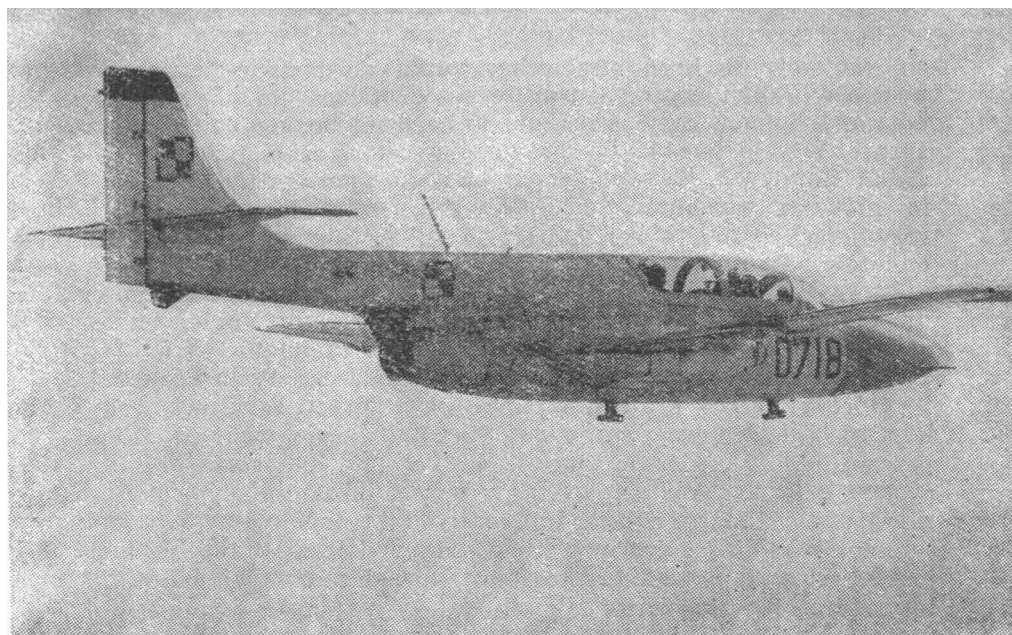
Pierwszy rekord zdoby³ pilot doświadczalny IL inż. Andrzej Ab³amowicz, a pozosta³e trzy inż. Ludwik Natkaniec, również pilot doświadczalny z IL.

W tym samym czasie trwa³y intensywne próby z silnikami SO-1 serii prototypowej. W 1964 r. i 1965 r. przeprowadzono kompleksowe badania na lataj¹cej hamowni i na prototypie *Iskry*. W 1966 r. oblatano pierwsz¹ seryjn¹ *Iskrę* z silnikiem SO-1, a w 1967 r. uruchomiono produkcję seryjn¹ tych silników w WSK Rzeszów, oddaj¹c pierwsz¹ partię do prób eksploatacyjnych w szko³ach lotniczych.

Zespó³ konstrukcyjny Instytutu Lotnictwa otrzyma³ w 1968 r. I Nagrodę Ministra Obrony Narodowej w dziedzinie techniki za opracowanie silnika turbinowego SO-1. W tym samym roku przyznano zespo³owi również honorowe wyróżnienie „B³êkitne Skrzyd³a”.

Prace nad rozwojem silnika trwa³y nadal. Opracowano projekt wersji z dopalaczem. W wyniku prac modernizacyjnych zwiększono żywotno³ pracy silnika SO-1 i wprowadzono szereg udoskonaleń. W ostatnich latach opracowano now¹ wersję, która otrzyma³a oznaczenie SO-3. Ma ona m.in. zmieniony materia³ ³opatek i bębna sprężarki oraz inny sposób zamocowania ³opatek. Okres międzyremontowy silnika zosta³ przed³użony dwukrotnie — z 200 do 400 h. Odmiana SO-3B ma zwiększony ci¹g do 10,8 kN (1100 kG).

Zastosowanie *Iskry* skróci³o proces szkolenia oraz ilo³ typów stosowanych maszyn. Dla porównania — na pocz¹tku lat 50-tych uczniowie na pilotów myśliwskich przechodzili kolejno szkolenie na CSS-13, *Junak-2*, *Jak-18*, *Jak-11*, *UTI MiG-15* i wreszcie na bojowym *Jak-23* lub *MiG-15*. Pod koniec lat sze³ędziesi¹tych po wprowadzeniu *Iskier* ograniczono szkolenie na samolotach t³okowych *TS-8* tylko do obozów letnich LWP. Uczniowie piloci w WOSL dopuszczani s¹ od razu na *TS-11*, a pó¹niej na *SBLim-2* i *Lim-2*. Poza procesem szkolenia *Iskry* wykorzystywane s¹ również do okresowego treningu



Seryjna *Iskra bis* w locie (rot. Lech Zielaskowski)

wykwalfikowanych pilotów w lotach na zadania bojowe i do doskonalenia umiejêtności personelu lataj¹cego bez potrzeby użycia kosztownego sprzętu bojowego. Zależnie od planowanego zadania samolot można różnie wyposaża tworząc odmiany: myśliwsk¹, myśliwsko-szturmow¹, rozpoznawcz¹, artyleryjsk¹ itd.

Iskry by³y wielokrotnie przedstawiane publiczności podczas uroczystości i różnych pokazów. Również na defiladach prezentowano je w szykach powietrznych. Pierwszy raz pokazano *Iskry* w grupowym przelocie w czasie parady powietrznej z okazji XX-lecia PRL w dniu 22 VII 1964 r. Cztery *TS-11* przeleciały wówczas nad placem Defilad w szyku romb. Na defiladzie z okazji Tysi¹clecia Państwa Polskiego — 22 VII 1966 r., 16 *Iskier* utworzy³o bia³o-czerwon¹ szachownicę*. W czasie parady XXX-lecia — 22 VII 1974 r., na czele defilady samolotów *Iskry* leciały w kilku grupach, otwieraj¹c cze³ lotnicz¹ s³ynnej parady.

Szkolno-treningowy *TS-11* sta³ się podstawowym samolotem w systemie szkolenia pilotów lotnictwa myśliwskiego i myśliwsko-szturmowego. Dzięki walorom użytkowym, wysokim osi¹gom i świetnym właściwo³ciom lotnym nie ustępuje światowemu standardowi w tej klasie maszyn (rys. 239). Jego zalety eksploatacyjne i udane rozwizania konstrukcyjne pozwalaj¹ na opracowanie wielu wersji rozwojowych, poszerzaj¹cych zakres wykorzystania samolotu zarówno w szkoleniu, jak i w treningu oraz w zastosowaniu bojowym.

W wielu krajach podczas prowadzenia studiów i prac konstruktorskich przyjęto, że szkolno-treningowe samoloty odrzutowe maj¹ s³użyc¹ do innych zadań. Maj¹c na uwadze te przes³anki wyposaża

* Pierwsza i ostatnia czwórka *Iskier* mia³a spody samolotów pomalowane na bia³o. Boczne czwórki miały spody czerwone. W ten sposób osi¹gnięto w locie oryginalny efekt kolorystyczny bia³o-czerwonej szachownicy.

się samoloty w broń strzelecką¹, zamki do podwieszania bomb lub pocisków rakietowych, aparaturę fotograficzną¹ itd. Z biegiem czasu odmiany bojowe były uzbrajane w bardziej bogaty czy różnicowany sprzęt. Wersje te służyły zarówno do celów szkoleniowych, jak i do zadań bojowych, w warunkach słabego przeciwdziałania. Dotyczyło to głównie wariantów eksportowych, przeznaczonych dla krajów rozwijających się, które domagały się dostaw wielozadaniowych samolotów szkolno-treningowych, a praktycznie samolotu bojowego, który mógłby być łatwo przekształcony w samolot treningowy. Jednakże najważniejszym warunkiem stawianym przez nabywców z krajów trzeciego świata była niska cena samolotu, co było z kolei podyktowane wewnętrzną sytuacją gospodarczą tych krajów.

Oprócz tego w krajach wysoko rozwiniętych zarysowała się nowa koncepcja uzbrojenia lotnictwa. Skrystalizowało się tam dążenie do przebrojenia lotnictwa pierwszej linii i wyposażenia, oprócz klasycznych samolotów bojowych, w sprzęt odznaczający się względnie niską ceną i dobrymi osiągami. Warunki te spełniał wielozadaniowy samolot szkolno-treningowy, który, jak wykazała praktyka, mógł być przekształcony niewielkim kosztem w wielozadaniowy bojowy samolot szturmowo-rozpoznawczy rozwijający prędkość do M — 1. Realizacja tej polityki sprzętowej pozwala na ilościowe zwiększenia samolotów bliskiego wsparcia na polu walki, bez rezygnacji z wysokiej jakości posiadanego sprzętu.

Czynniki te sprawiły, że na rynku światowym w ostatnich latach wystąpiło ogromne zapotrzebowanie na lekkie wielozadaniowe samoloty odrzutowe, które, jak wykazała praktyka, mogły być łatwo przeobrażone z jednej wersji w drugą.

Nasze rodzime *Iskry* (rys. 240) spełniały te warunki, a dzięki uzbrojeniu w broń pokładową znajdowały również zastosowanie w szkoleniu i treningu niektórych elementów zadań bojowych. Oprócz wykonywania zadań taktyczno-bojowych w czasie szkolenia poszczególne wersje samolotu mogły być z powodzeniem wykorzystane do zadań bojowych bliskiego wsparcia pola walki oraz do prowadzenia rozpoznania lotniczego w strefie taktycznej. Dzięki instalacji klimatyzacji *Iskra* może być z powodzeniem użytkowana w klimacie umiarkowanym, jak i tropikalnym. Odpowiednio zaprojektowane podwozie, z ogumieniem niskiego ciśnienia, pozwala na korzystanie z lotnisk zarówno z betonowymi pasami startowymi, jak również gruntowych o nawierzchni piaszczystej, żuławowej czy trawiastej. Uniwersalny zestaw wyposażenia i uzbrojenia oraz znane walory eksploatacyjne stwarzają perspektywę eksportową. Jednocześnie dzięki akwizycji *Iskra* budzi duże zainteresowanie w krajach trzeciego świata. W pierwszej połowie 1972 r. delegacja wojskowa Republiki Iraku odwiedziła między innymi WOSL Dęblin, wykazując szczególne zainteresowanie naszym odrzutowym samolotem szkolno-treningowym. W następnym roku, podczas pobytu w Polsce, Przewodniczący Politycznych Sił Zbrojnych Peru gen. dyw. Arturo Cavero Calixto odwiedził PLM Warszawa, gdzie dokładnie zapoznano go z *Iskrą*.

W 1975 r. podpisano kontrakt handlowy na dostawę pięćdziesięciu samolotów *TS-11* do Indii. Transakcja oznacza duże uznanie dla polskiego sprzętu. Sukces jest tym większy, że poważnie rozbudowany indyjski przemysł lotniczy produkuje również własne odrzutowe samoloty szkolno-treningowe *HAL Kiran*, jak również licencyjne



Rys. 240. Uzbrojenie artyleryjskie samolotu *TS-11* (fot. PHZ PEZETEL)

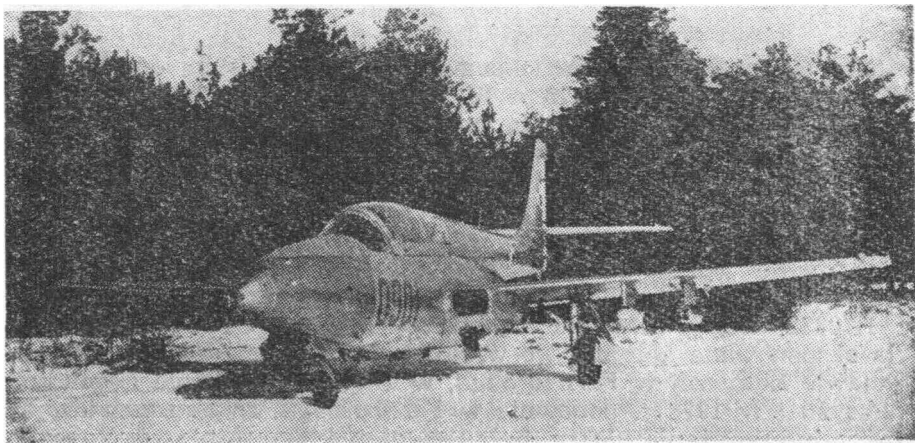
Folland Gnat. Pierwsza partia samolotów *Iskra* została odesłana do Indii w końcu września 1975 r. W tym samym czasie (30 IX 1975 r.) mielecką WSK-PZL odwiedziła bawiąca w Polsce delegacja parlamentu indyjskiego. Goście zwiedzili wytwórnię, interesując się realizacją kontraktu handlowego i poznając proces produkcyjny samolotu *TS-11*.

Iskra stała się znana w świecie lotniczym, zyskując w swojej klasie opinię jednego z najlepszych samolotów świata. Dla celów reklamowych przeznaczono jeden egzemplarz seryjny *Iskry bis DF*, nr 1H0322, który otrzymał rejestrację cywilną SP-DOF. Maszyna była eksponowana kolejno: we wrześniu 1976 r. na Międzynarodowej Wystawie Lotniczej w Farnborough, w 1977 r. na Salonie Lotniczym w Paryżu i w 1978 r. ponownie w Farnborough, zawsze wzbudzając duże zainteresowanie. *Iskra* była również kilkakrotnie wystawiana na Międzynarodowych Targach Poznańskich i na wystawie osiągnięć polskiego przemysłu lotniczego, zorganizowanej na Okęciu w dniach 15—16 XI 1979 r. (rys. 241).

Produkowana od 1964 r. podstawowa wersja seryjna *TS-11 Iskra bis* jest stale rozwijana. W dniu 26 VI 1968 został oblatany prototyp wersji treningowo-szturmowej *Iskra-100*, z dwoma dodatkowymi węzłami podwieszania. Przeróbki dokonano na egzemplarzu seryjnym nr 405. Samolot dysponuje podwieszonym uzbrojeniem w postaci 2 bomb o wagomiarze do 500 kg i dwoma wyrzutniami npr, każda z czterema pociskami. Odmiana seryjna *Iskry 100* nosi oznaczenie *TS-11 Iskra bis B* (rys. 242 i 243). Dla wojsk lotniczych przeznaczony jest następny

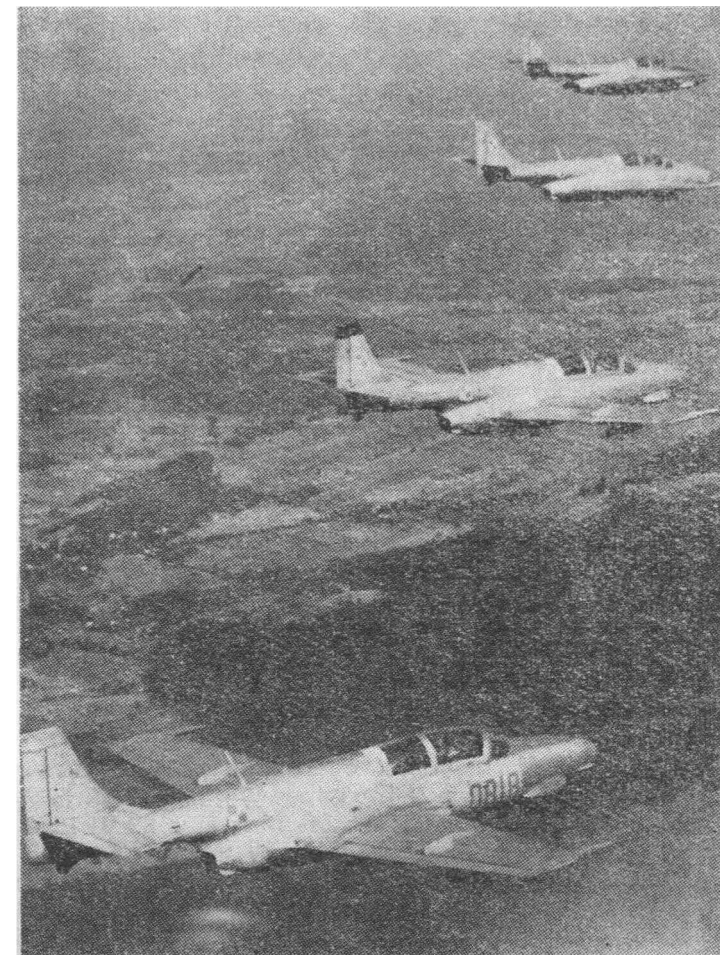


Iskra bis DF na wystawie w porcie lotniczym na Okęciu (fot. Andrzej Marga³a)

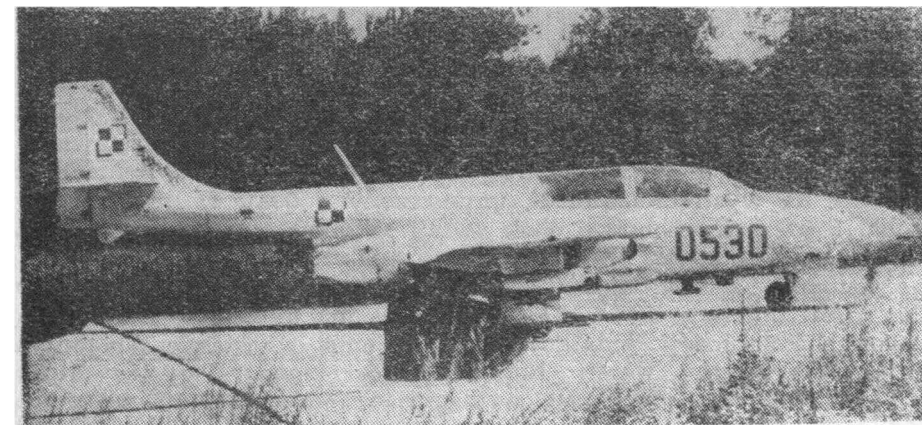


Seryjny samolot TS-11 *Iskra bis B*

prototyp *Iskra-200 Art* (rys. 244), przystosowany do zadañ rozpoznania i korygowania ognia artylerii. Druga kabina przeznaczona dla nawigatora, zamiast tablicy przyrz¹dów pok³adowych, ma stólik do map, blokowany pod ró¿nymi k¹tami i inne oprzyrz¹dowanie, niezbêdne do prowadzenia obserwacji terenu. Samolot ma uzbrojenie takie jak *Iskra-100*. Wyposa¿enie stanowi¹ trzy aparaty fotograficzne AFA-39 i urz¹dzenie identyfikacyjne. Do postaci *Iskra-200 Art* doprowadzono standardowy egzemplarz nr 530, wziêty z serii *Iskry bis B*. Odmiana seryjna *Iskry-200 Art* nosi oznaczenie *Iskra bis C*.



Rys. 243. *Iskry bis B* w locie. Samoloty maj¹ w przodzie kad³ubów zasobniki na wyrzucane ³uski (fot. Lech Ziela³kowski)



Rys. 244. Prototyp *Iskra-200Art*



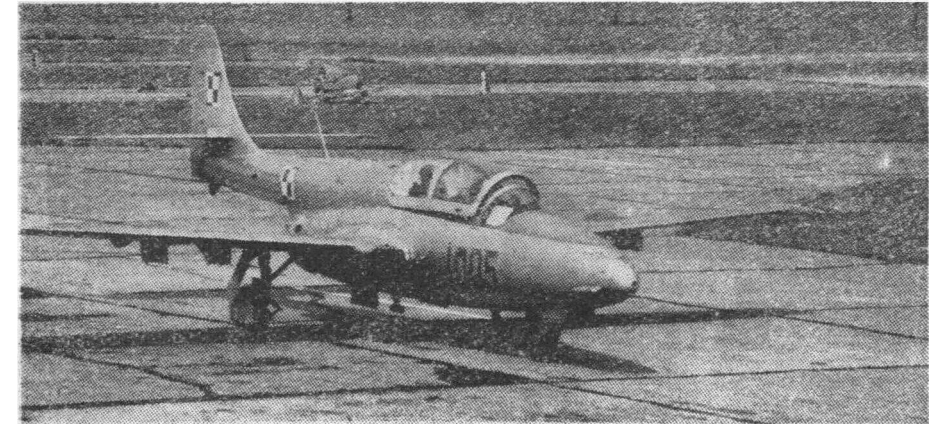
Rys. 245. Prototyp *Iskra-200BR* (fot. PHZ PEZETEL)

Dla potrzeb treningu operacyjnego i zastosowań taktycznych opracowano w 1972 r. jednoosobowy wariant *Iskra-200 BR* (rys. 245). Prototyp z numerem 823 został oblatany 22 VI 1972 r. Samolot ma skróconą osłonę kabiny (rys. 246). W miejscu drugiej kabiny znajduje się dodatkowy zbiornik paliwa, a pod spodem aparat fotograficzny. Pod skrzydłami można podwiesić rozszerzony zestaw uzbrojenia, składający się z dowolnej kombinacji: bomb o wagomiarze do 100 kg, dwóch wyrzutni rakietowych dla 8 npr i zasobników z k.m. Samolot ma większy zasięg lotu, a napęd stanowi zmodernizowany silnik SO-3B o większym ciągu 10,8 kN (1100 kG). *Iskra-200BR* była wystawiona po raz pierwszy na przeglądzie samolotów polskiej produkcji, zorganizowanym na lotnisku w Mielcu od 28 V do 4 IV 1972 r. przez Zjednoczenie Przemysłu Lotniczego i silnikowego „Delta”, z okazji XXV-lecia Przemysłu Lotniczego w PRL. Samolot był eksponowany również na Centralnej Wojskowej Wystawie Wynalazczości i Racjonalizacji w Warszawie we wrześniu i październiku 1973 r. Przedstawiony tam egzemplarz miał kilka rodzajów podwieszanego uzbrojenia oraz zasobnik na wyrzuczone fusy, umieszczony z boku w przodzie kadłuba. *Iskra* jednoosobowa, obok wersji szkolno-treningowej, stanowi propozycję eksportu biura handlu zagranicznego PEZETEL.

Następny szkolno-bojowy wariant rozwojowy *Iskra-200SB*, z nr 720, został oblatany 19 IX 1973 r. Samolot ma możliwość stosowania dowolnej kombinacji dodatkowego uzbrojenia o zestawie podobnym jak w poprzedniej wersji. Napęd stanowi zmodernizowany silnik SO-3 o większej żywotności, odznaczający się wysokimi walorami eksploatacyjnymi. Odmiany seryjne noszą oznaczenia: *Iskra bis D* (rys. 247) (szkolno-bojowa) i *Iskra bis DF* (szkolno-rozpoznawcza)



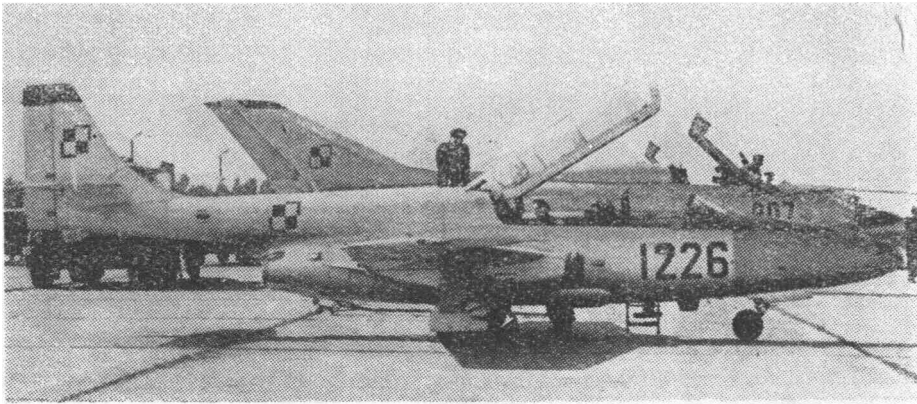
Przód wersji jednomiejscowej *Iskra-200BR* (fot. PHZ PEZETEL)



Rys. 247. Seryjny samolot *Iskra bis D* (fot. Stanisław Syndoman)

(rys. 248), mając dodatkowo trzy aparaty fotograficzne AFA-39 (rys. 249). *Iskra bis DF* była wystawiona na Międzynarodowych Targach Poznańskich w czerwcu 1976 r. Przebieg rozwoju samolotu *TS-11 Iskra* przedstawiono graficznie na rys. 250.

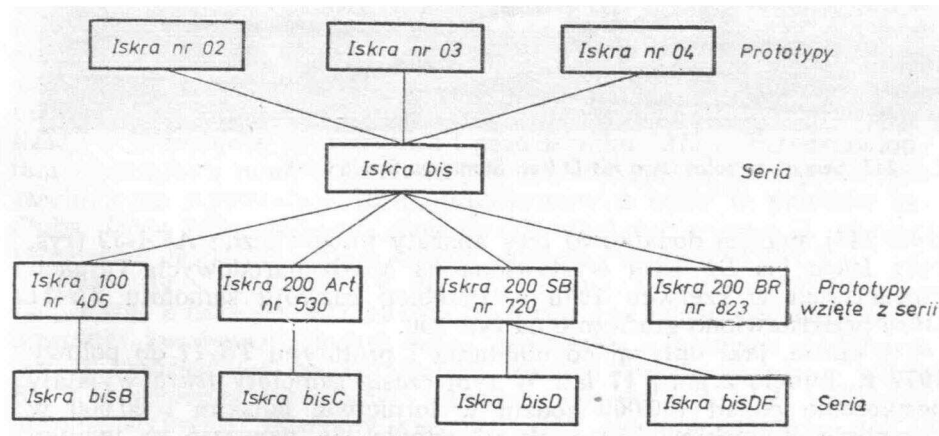
W czasie, jaki upłynął od oblatania I prototypu *TS-11* do połowy 1977 r., minęło z górą 17 lat. W tym czasie samoloty *Iskra* wylatały bezpiecznie ponad 100 000 godzin w lotnictwie polskim i 30 000 w lotnictwie indyjskim. Z tej okazji odbyła się wówczas w jednym z garnizonów uroczystość poświęcona jubileuszowi *Iskry* połączona



Rys. 248. TS-11 *Iskra bis DF* przystosowana do szkolenia (fot. Andrzej Morgała)



Rys. 249. Seryjna *Iskra bis DF* z pełnym zestawem uzbrojenia podwieszanego



Rys. 250. Wersje rozwojowe samolotu TS-11 *Iskra*

z sympozjum na temat wymiany doświadczeń z eksploatacji maszyn tego typu.

Jednym z aktualnych tematów Ośrodka Badawczo-Rozwojowego WSK-PZL Mielec jest modyfikacja Iskry. Ciągłe udoskonalanie nie starzeje się, a znajdując coraz to nowe zastosowanie ma przed sobą wieloletnie perspektywy. Wysokie walory lotno-pilotażowe, duża żywotność konstrukcji i łatwość obsługi sprawiają, że samolot ma duże możliwości konkurencyjne z najbardziej udanymi konstrukcjami tej klasy w innych krajach świata. Intensywnie prowadzone prace modernizacyjne pozwalają przypuszczać, że *Iskra* jeszcze przez szereg lat utrzyma się w czołówce uniwersalnych samolotów szkolno-treningowych.

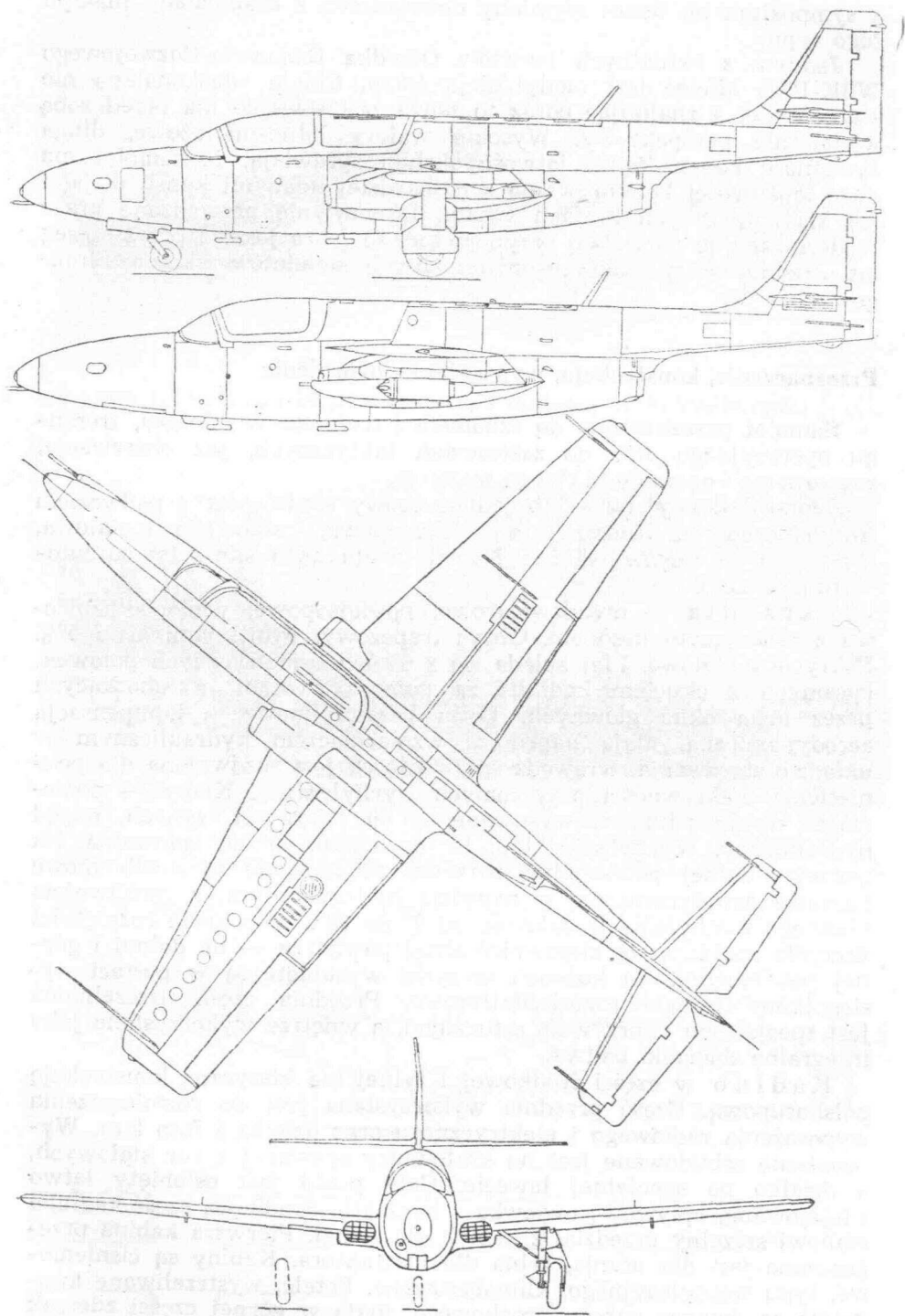
Przeznaczenie, konstrukcja, wyposażenie, uzbrojenie

Samolot przeznaczony do szkolenia i treningu w pilotażu, treningu operacyjnego oraz do zastosowań taktycznych, jak obserwacja, rozpoznanie i operacje bliskiego wsparcia.

Jednosilnikowy dwu- lub jednoosobowy średniopłat z podwoziem trójpodporowym. Konstrukcja półskorupowa, całkowicie metalowa, wykonana ze stopów lekkich. Napęd turbinowym silnikiem odrzutowym (rys. 251).

Skrzydła — dwudźwigarowe, półskorupowe, wielopodziałnicowe z pracującym kesonem. Obrys trapezowy. Profil laminarny 9%. Pokrycie metalowe. Płat składa się z dwóch symetrycznych półówek, ścieżonych z okuciem kadłuba za pomocą sworzni przechodzących przez ucha okuć głównych. Lotki bezszczelinowe, z kompensacją aerodynamiczną, mają napęd ze wzmacniaczem hydraulicznym w układzie sterowania. Krawędź spływu lotek jest rozdwojona dla podniesienia efektywności przy małych wychyleniach. Kłapy — poszerzacz dwuszcelinowe, wysuwane są na ślizgach szynach, napęd hydrauliczny. Wychylenie kłap: 15° do startu, 45° do lądowania. Na górnej i dolnej powierzchni skrzydeł zabudowane są grzebieniowe hamulce aerodynamiczne o napędzie hydraulicznym, z możliwością płynnego wychylenia w zakresie od 0° do 90°. W półowie rozpiętości skrzydła znajdują się kierownice strug powietrza — na dolnej i górnej powierzchni. Na końcach skrzydeł wysunięte są w postaci wysięgników ciężarki przeciwlatterowe. Przednia część uszczelniona jest specjalnym tworzywem sztucznym, a wewnątrz wykorzystano jako integralne zbiorniki paliwa.

Kadłub w części środkowej i tylnej ma klasyczną konstrukcję półskorupową. Część przednia wykorzystana jest do rozmieszczenia wyposażenia radiowego i elektrycznego oraz działka i foto k.m. Wyposażenie zabudowane jest na kratownicy spawanej z rur stalowych, a działko na specjalnej ławeczce. Cały przód jest osłonięty łatwo zdejmowaną, opływową owiewką z laminatu. Środkową część kadłuba stanowi szczelny przedział z kabiną dla załogi. Pierwsza kabina przeznaczona jest dla ucznia, tylna dla instruktora. Kabiny są ciśnieniowe, typu wentylacyjnego, klimatyzowane. Fotele, wystrzeliwane awaryjnie za pomocą naboju prochowego, mają w górnej części zderzak rozbijający szybko osłony (gdyby nie została odrzucona w momencie odpalenia ładunku prochowego). Szyby są odladzane chemicznie



Sylwetki samolotów TS-11 Iskra bis oraz Iskra-200 BK

i strugi ciepłego powietrza. Osłona kabiny otwierana jest mechanizmem hydrauliczno-pneumatycznym. Obydwie kabiny mają podwójne sterownice (dwuster). Od serii IV z tyłu kabiny, na grzbiecie, są umieszczone anteny mieczowe do radiostacji UKF. Pod spodem, w tyle kadłuba, umieszczony jest zderzak, stanowiący jednocześnie jeden z punktów kotwiczenia samolotu.

Usterzenie — konstrukcja półskorupowa. Pokrycie z blachy. Obrys trapezowy. Krawędzie natarcia statecznika pionowego, łukowato „wygięta, przechodzi płynnie w grzbiet belki ogonowej. Krawędzie spływu sterów jest rozdwojona — podobnie jak w łotkach. Stery są odcięte aerodynamicznie i wyważone masowo. Na końcach statecznika poziomego zamocowane są ciężarki przeciwlatterowe. Statecznik poziomy jest przestawialny w locie. W prototypach i w pierwszych trzech seriach produkcyjnych laminatowa końcówka statecznika pionowego kryła anteny radiostacji.

Podwozie — trójpodporowe, chowane w locie. Amortyzatory olejowo-powietrzne. Koło nosowe, chowane w kierunku do przodu w kadłub, jest samonastawne w kierunku toczenia samolotu. Koła podwozia głównego chowane są w osłonach, stanowiących przedłużenie obudowy wlotów powietrza do silnika.

Instalacje napędu mechanizmów i instalacje specjalne: hydrauliczna, pneumatyczna, elektryczna, przeciwpożarowa, klimatyzacyjna i tlenowa, przeciwbłodzeniowa, szczelności wewnętrznej.

Zespół napędowy. Turbinowy silnik odrzutowy: w pierwszym prototypie nr 02 — importowany Viper 8, w prototypach nr 03 i 04 oraz w pierwszych seriach produkcyjnych silniki HO-10 o cięgu maksymalnym 7,34 kN (800 kG), zastąpione później przez silnik SO-1 o cięgu 9,8 kN (1000 kG). Jest to silnik ze sprężarką siedmiostopniową, o przepływie osiowym, pierścieniową komorą spalania i jedno-stopniową turbiną. Ostatnio do napędu Iskry stosowany jest silnik SO-3 o ulepszonej konstrukcji i dłuższym okresie międzynaprawczym. Wloty powietrza do silnika — boczne, symetryczne, wykonane są wraz z kanałami powietrza z laminatu. Pojemność zbiorników paliwa: główny w kadłubie 500 dm³, opadowy 70 dm³, dwa integralne w skrzydłach, każdy po 315 dm³. Łączny maksymalny zapas paliwa wersji dwuosobowej 1200 dm³. Wersja Iskra 200BR ma powiększony zbiornik kadłubowy.

W wyposażenie radioelektroniczne różni się w zależności od serii i numeru seryjnego samolotu. Egzemplarze o numerach od 1H0101 do 1H0414 mają następujące wyposażenie:

- radiostacja UKF R-800, umożliwiająca łączność radiową ze stanowiskiem dowodzenia oraz innymi samolotami w powietrzu;
- telefon pokładowy SPU-2;
- automatyczny radiokompas ARK-5 do wykonywania lotów według radiolatarni;
- radiowysokościomierz RW-2 do pomiaru wysokości rzeczywistej samolotu;
- sygnalizator przelotu MRP-56 do sygnalizacji momentu przelotu nad radiolatarnią;
- przetwornica PO-250 M.

Samoloty TS-11, począwszy od numeru 1H0415, mają bardziej nowoczesne wyposażenie radioelektroniczne, jak: radiostacja UKF R-802, telefon pokładowy SPU-2P, automatyczny radiokompas ARK-9,

radiowysokościomierz *RW-UM*, sygnalizator przelotu *MRP-56P*, przetwornicę *PO-50011*. Na niektórych samolotach, począwszy od IX serii,) zabudowane są urządzenia identyfikacyjne — określające przynależność samolotu w zakresie „swój—wróg”.

W prototypach oraz egzemplarzach seryjnych z serii I anteny radiowysokościomierza umieszczono pod skrzydłami, ukryte w grzebieniach kierujących strugi powietrza. W samolotach od serii II anteny te umieszczone są pod kadłubem i osłonięte owiewkami z laminatu. Antena radiostacji UKF w prototypach i egzemplarzach seryjnych do serii III była zamocowana na wierzchołku statecznika pionowego i osłonięta laminatową końcówką. Od serii IV stosowana jest odsłonięta antena mieczowa, zamocowana na grzbiecie tylnej części kadłuba.

Samolot *TS-11 bisB* ma uzbrojenie strzeleckie, raketowe i bombowe. W skład uzbrojenia strzeleckiego wchodzi: działko *NS-23*, kaliber 23 mm, z zapasem amunicji 40 sztuk; gyroskopowy półautomatyczny celownik *ASP-3NM-1* oraz fotokarabin *S-13*. W skład uzbrojenia raketowego wchodzi dwie wyrzutnie pocisków raketowych, każda z 4 pociskami do rażenia celów naziemnych *S-5* lub *S-5M*, albo *S-5K*. Wyrzutnie podwieszane są na belkach mocowanych pod skrzydłami. W skład uzbrojenia bombowego wchodzi dwie bombowe belki nośne z zamkami typu *D4-50*. Do każdego zamka można podwieszać bombę o wagomiarze nie większym niż 50 kg. *Iskra bisD* ma 2 wyrzutnie 8-lufowe i zamki dla bomb do 100 kg lub zasobników z k.m. kal. 7,62 mm. Wersje *Iskra bisC* i *Iskra bisDE* wyposażone są w 3 aparaty fotograficzne *AFA-39*.

Dane techniczne

dla wersji z silnikiem *SO-1* (w nawiasie dla wersji z silnikiem *HO-10*)

Wymiary: rozpiętość 10,06 m, długość 11,25 m, wysokość 3,50 m, powierzchnia nośna 17,50 m².

Masy wersji *bisB*: własna 2560 kg, całkowita 3243 — 3734 kg, całkowita wersji rozpoznawczej 3787 kg, całkowita maksymalna 3840 kg.

Osłogi: maksymalna prędkość eksploatacyjna 720 km/h (620 km/h), dopuszczalna liczba Macha 0,8 M, prędkość minimalna 150 km/h, prędkość wznoszenia 14 m/s (11 m/s), pułap praktyczny 11 000 m (10 000 m), zasięg 450—1250 km, rozbieg 750 m (780 m), dobieg 700 m (650 m).

Rozdział 7

SAMOLOTY ŁYCNIKOWE

JAK-12

Jeszcze przed zakończeniem wojny w biurze konstrukcyjnym kierowanym przez A. S. Jakowlewa rozpoczęto prace nad projektami lekkich samolotów o uniwersalnym przeznaczeniu. Konstruktorzy dążyli do otrzymania maszyny prostej i łatwej w produkcji oraz nieskomplikowanej w obsłudze. Samolot taki można było wykorzystać jako obserwacyjno-łącznikowy i pasażerski do przewozu osób, transportu niewielkich ładunków, przewozu chorych na noszach, do zabiegów rolniczych oraz w areoklubach do holowania szybowców, szkolenia pilotów i wywołania skoczków spadochronowych. W okresie 1944—1947 opracowano i zbudowano prototyp: *Jak-10* (4-miejscowy górnoświat), *Jak-13* (4-miejscowy dolnoświat) i *Jak-12* (górnoświat), różniący się jednak rozwojem od *Jaka-10*.

W wyniku analizy wniosków otrzymanych z prób i selekcji poszczególnych typów dokonano wyboru 4-osobowego górnoświata *Jak-12*. W 1947 r. samolot przeszedł próby w locie. Do napędu zastosowano silnik gwiazdowy *M-11FR* o mocy 118 kW (160 KM), przewidując jednak możliwość zabudowania większej jednostki napędowej o mocy około 221 kW (300 KM), bez konieczności dokonywania większych zmian w konstrukcji płatowca. Skrzydło miało pełną mechanizację (skrzela — klapy), pozwalającą na osiągnięcie krótkiego startu, umożliwiając tym samym eksploatację na lotniskach polowych o nawierzchni trawiastej. Samolot z silnikiem *M-11FR* miał jednak niezadowolającą osłogę i zbyt mały udźwig.

Około 1950 r. przemysł radziecki opracował nowy silnik *AI-14R* o mocy 191 kW (260 KM), który wkrótce oddano do produkcji seryjnej. W 1952 r. został oblatany nowy wariant maszyny z oznaczeniem *Jak-12R*, napędzany silnikiem *AI-14R*. W samolocie przekonstruowano kadłub, podwozie i usterzenie wysokości, a ponadto zastosowano nowo opracowany płat nośny o konstrukcji duralowej z blaszanymi kesonami. Pokrycie nadal było wykonane z płótna.

Prace modernizacyjne prowadzono bez przerwy. W 1955 r. ukazała się następna wersja samolotu *Jak-12M*, napędzana również silnikiem *AI-14R*. Samolot otrzymał nowe wyposażenie kabiny, w której wprowadzono wiele zmian o charakterze użytkowym. Dla zwiększenia skuteczności usterzenia pionowego zastosowano pętlę grzbietową, prze-

chodz¹c¹ p³ynnie od statecznika pionowego w kad³ub. Samolot wyposażono na sta³e w radiostacj¹ę pok³adow¹ KF i automatyczny radio-kompas ARK-5. Samoloty w wersji ³¹cznikowej mia³y w grzbietowej, partii oszklenia okr¹g³y otwór, umieszczony asymetrycznie z prawej strony, umożliwiają¹cy prowadzenie ognia z broni maszynowej w kierunku tylnej p³sfery zagrożenia. Otwór by³ zas³aniany szybki¹ ze szk³a organicznego.

Dopiero *Jak-12M* produkowany by³ w dużych ilościach, znajduj¹c zastosowanie zarówno w lotnictwie wojskowym, jak i w lotnictwie cywilnym — w aeroklubach, transporcie i ma³ej komunikacji.

Stosownie do wymagań odbiorców *Jak-12M* by³ produkowany w kilku wersjach. Maszynę można użytkowa³ jako obserwacyjno-³¹cznikow¹, pasażerska, transportow¹, szkoln¹, sportow¹, sanitarn¹ i rolnicz¹.

Wersja obserwacyjna przeznaczona by³a do współpracy z artylerią¹ — do obserwacji i korygowania celności ognia.

Wersja ³¹cznikowa zapewnia lokalne po³¹czenia na terenach pozbawionych lotnisk i obliczona jest na przewiezienie jednego pasażera, na odleg³ość do 500 km.

Wersja pasażerska pozwala na przewóz 2 pasażerów i 12 kg bagażu, przy pe³nym zapasie paliwa. Maszyna może zabra³ również 3 pasażerów i 12 kg bagażu, na odleg³ość 450 km, przy zdemontowanym odbiorniku ARK-5 i zapasie paliwa wynoszą¹cym 115 dm⁸.

Wersja transportowa może przenosić na krótkie odleg³ość ładunek mieszczą¹cy się w kabinie o masie do 300 kg, przy czym masa paliwa w zbiornikach nie powinna być większa od 50 kg. Odbiornik ARK-S jest w tej wersji zdemontowany, a prawy przedni fotel zdjęty.

Wersja szkolna ma podwójny układ sterownic i odpowiednie wyposażenie kabiny.

Wersja sportowa przystosowana jest do holowania szybowców i wywołania skoczków spadochronowych.

Wersja sanitarna pozwala na umieszczenie i przewóz jednego, rannego na noszach i jednego rannego w pozycji siedzą¹cej, wraz z sanitariuszem, lub trzech rannych w pozycji siedzą¹cej.

Wersja rolnicza jest wyposażona w odpowiedni¹ aparaturę i s³uży do wykonywania zabiegów agrolotniczych.

Ma³a masa użytkowa oraz niewielki zasięg samolotu *Jak-12M* spowodowa³y konieczność opracowania kolejnej ulepszonej postaci tej uniwersalnej maszyny. W 1957 r. oblatano prototyp *Jak-12A*, który otrzyma³ zmieniony p³at, doskonalszy aerodynamicznie, mający poprawion¹ mechanizację. Przeprojektowano również kad³ub, zmieniaj¹c go zw³aszcza w częci grzbietowej. Zastosowano now¹ os³onę silnika, przekonstruowano usterzenie poziome, zabudowano dodatkowe zbiorniki paliwa oraz wprowadzono szereg drobnych ulepszeń w konstrukcji, wyposażeniu i osprzęcie. Dokonane następnie próby wykaza³y, że wprowadzone zmiany poprawiły w³aciwość lotne samolotu; oraz wp³ynęły dodatnio na stronę ekonomiczn¹, istotn¹ w eksploatacji maszyny. *Jak-12A* odznacza³ się większym ud³wigiem, a jednostkowy koszt przewozu by³ niższy o 8,5 rubla na 1 km. W stosunku do pierwszych wersji z 1947 r. czy z 1952 r. by³ to w³aciwie zupełnie zmieniony samolot. Budowano go w dużych seriach dla lotnictwa radzieckiego i dla krajów obozu socjalistycznego. Oprócz wersji budowanych seryjnie istniały również wersje doświadczalne, jak na



Rys. 252. *Jak-12* z silnikiem *M-11FR* SP-ASZ, pierwsza maszyna tego typu przekazano przez lotnictwo wojskowe do dyspozycji aeroklubu

przyk³ad *Jak-12GR* — wodnosamolot na dwóch p³ywakach *AIR-6*, czy *Jak-12B* — dwup³at z silnikiem *AI-11RF*, o mocy 220 kW (300 KM).

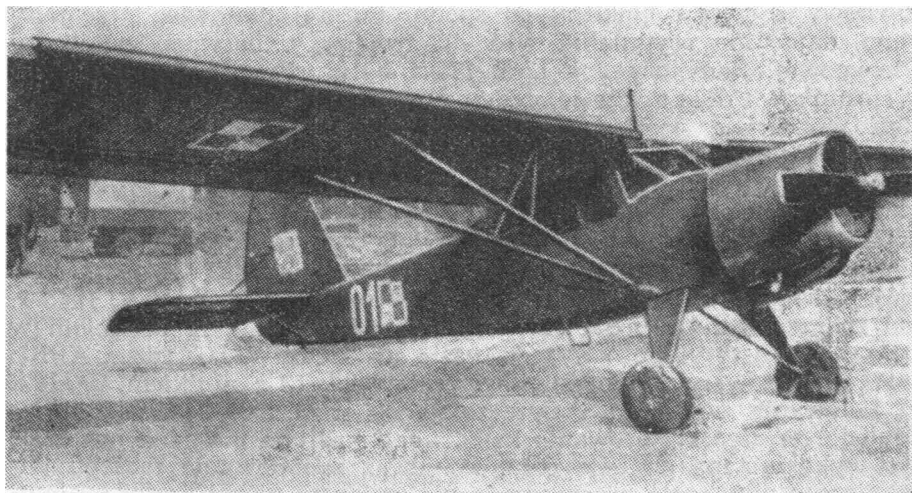
Do Polski sprowadzono dla wojska pierwsze *Jak-12* z silnikami *M-11FR* w 1951 r. i 1952 r. Pod koniec stycznia 1952 r. jeden egzemplarz, nr fabr. 5013, z zamalowanymi szachownicami, zosta³ przekazany do dyspozycji Aeroklubu Ligi Lotniczej. Samolot zosta³ zarejestrowany przez IKCSP w dniu 16 II 1952 r., otrzymuj¹c znaki SP-ASZ (rys. 252). Maszyna latała początkowo pomalowana na kolor oliwkowy z góry i b³ękitny od spodu. Pó³niej p³atowiec przemalowano, daj¹c mu oryginalny wzór utrzymany w barwach czerwonej i kremowej. Samoloty *Jak-12/M-11FR* były używane przez wojsko w stosunkowo d³ugim czasie. Jeden z nich, z numerem 02 na stateczniku pionowym, wystawiono na Wrocławskim Salonie Lotniczym, zorganizowanym na lotnisku Pilczyce, w dniach 13—30 IX 1959 r. Dwa następne egzemplarze *Jak-12*, z silnikami *M-11FR*, wyprodukowane w 1952 r. przekazano do dyspozycji Aeroklubu PRL w maju 1963 r. Pierwszy z nich, z numerem fabrycznym 4640216, zosta³ zarejestrowany w dniu 31 V 1963 r., otrzymuj¹c znaki SP-CFO (rys. 253), a drugi, z nr fabr. 4640215, zarejestrowano w dniu 10 VI 1963 r. pod znakami SP-CFP. Samolot SP-CFO zosta³ poddany badaniom w locie przez Instytut Lotnictwa w czasie od 29 I do 19 III 1963 r. APRL by³ zainteresowany stopniem przydatności *Jak-12* z silnikiem *M-11FR* do holowania szybowców. Orzeczenie IL stwierdziło jednak, że ze względu na nieprzystosowanie konstrukcji kad³uba maszyna nie może być wykorzystana do tego celu. Ponieważ zabudowanie zaczepu holowniczego wymagało przeprowadzenia zmian w tylnej części kratownicy kad³uba, zrezygnowano z zamiaru wykorzystania samolotów *Jak-*



Samolot SP-CFO - następny samolot *Jak-12* z silnikiem *M-11FR* przekazany przez wojsko lotnictwu sportowemu

-12/*M-11FR* w roli holowników. Obydwa egzemplarze SP-CFO i SP-CFP, jak również poprzedni SP-ASZ, były w APRL dopuszczone jedynie do lotów treningowych i pasażerskich. Używano ich w lotnictwie sportowym jeszcze przez kilka lat. Pierwszy z nich SP-CFO został skasowany z rejestru w dniu 19 X 1968 r., drugi SP-CFP skasowano 30 X 11 1971 r. Najdłużej był używany SP-ASZ, bo z górą 21 lat. W dniu 14 IX 1973 r. skreślono go z rejestru cywilnych statków powietrznych przekazując do Muzeum Lotnictwa i Astronautyki w Krakowie.

W 1956 r. lotnictwo wojskowe otrzymało niewielką ilość samolotów *Jak-12R* (rys. 254), napędzanych mocniejszymi silnikami *AI-14R*,



Rys. 254. Samolot ³¹cznikowo-obszaryjny *Jak-12R*

Wykorzystywano je w lotnictwie ³¹cznikowym. Egzemplarze w tej wersji miały oprócz poprzednio wymienionych zmian również urządzenie do skracania dobiegu w postaci stalowego pazura o długości około 80 cm, umocowanego pod kadłubem w pobliżu końca ogonowego. Pazur miał jeden zaczep skierowany ku dołowi. Można go było opuścić przy lądowaniu w terenie przygodnym, zwłaszcza na lotniskach pokrytych darnią. Samolot *Jak-12R*, z numerem 01 na kadłubie, pokazano publiczności podczas wystawy sprzętu lotniczego na tzw. I Warszawskim Salonie Lotniczym, zorganizowanym na terenach obok dworca PLL LOT na Okęciu w dniach 26 VIII do 9 IX 1956 r.

W 1955 r. podjęto decyzję o zakupie praw licencyjnych na produkcję zmodyfikowanej wersji *Jak-12M*. Opracowanie dokumentacji seryjnej powierzono biurowi konstrukcyjnemu WSK-4 na Okęciu. Prace zostały wykonane w 1956 r. W tym samym roku wprowadzono samolot do produkcji seryjnej w WSK-4. Spowodowało to zmianę technologii procesu produkcyjnego zakładu. Konstrukcja skrzydeł i usterzenia była duralowa z elementów tłoczonych, ³¹czonych przez nitowanie, a nie drewniana, klejona, jak w dotychczas produkowanych *CSS-13*, *Junak-2* i *Junak-3*. Sprawiało to, że w 1956 r. wyprodukowano zaledwie 20 sztuk *Jak-12M*. Dopiero od 1957 r. zaczęto wypuszczać większe serie w wersjach ³¹cznikowo-pasażerskiej, szkolnej i sanitarnej. Maszyny te weszły do służby w lotnictwie wojskowym w 1956 r. (rys. 255). Poza wojskiem wykorzystywano *Jak-12M* w aeroklubach do szkolenia i treningu pilotów oraz do holowania szybowców.

Silniki *AI-14R* były również wytwarzane w Polsce. W 1956 r.



Rys. 255. Jeden z pierwszych samolotów *Jak-12M* (fot. Andrzej Morgała)

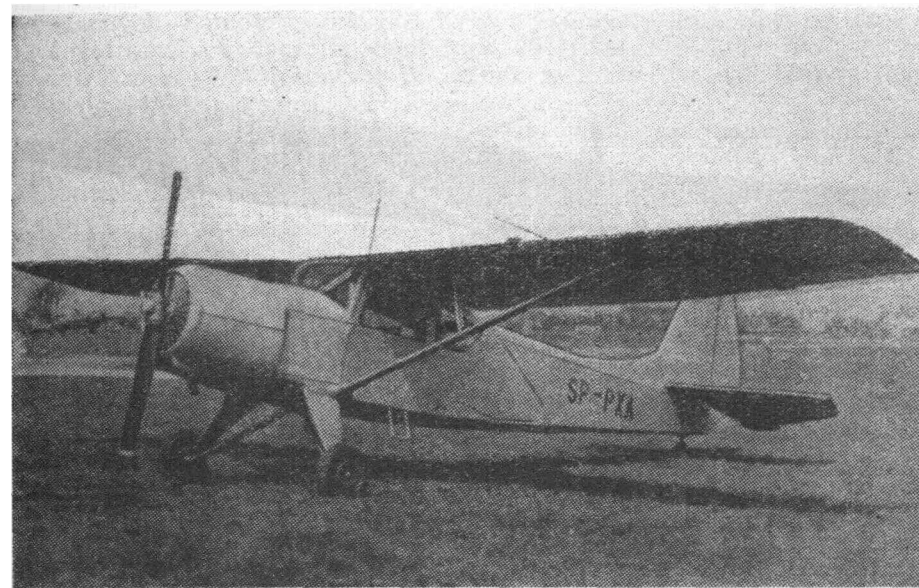


Samolot *Jak-12M* SP-GLN przekazany do dyspozycji Instytutu Lotnictwa

uruchomiono w WSK Kalisz wielkoseryjną produkcję, podejmując jednocześnie prace badawcze i rozwojowe. W tym czasie żywotność międzyremontowa silnika wynosiła 200 godzin. W wyniku wprowadzonych zmian konstrukcyjnych i technologicznych przedłużono żywotność pięciokrotnie do 1000 h, pomiędzy naprawami głównymi. W kraju również produkowano od 1957 r. śmigła *W-530-D11* o skoku zmiennym w locie. Produkcję podjęto w jedynej w kraju wytwórni — śmigłarni WSK-4 na Okęcie.

Pierwszy polski cywilny *Jak-12M* w wersji sanitarnej, z numerem fabrycznym 112603, wyprodukowany w WSK-4 Okęcie został zarejestrowany 28 XI 1956 r., otrzymując znaki SP-CXA. Drugi egzemplarz cywilny nr fabr. 312626, ale w wersji pasażersko-³¹cznikowej został wciśnięty do rejestru 2 II 1957 r. pod znakami SP-CAA. Trzeci *Jak-12M*, w takiej samej wersji, z nr fabr. 003503, zarejestrowano 8 VI 1957 r. jako SP-CAB. Samolot SP-CAA wystawiony był w kwietniu 1957 r. na Międzynarodowych Targach Lipskich. Natomiast wojskowy egzemplarz ekspozycyjny w wersji ³¹cznikowej, pomalowany na kolor kremowy z czerwonymi stylizowanymi elementami ozdobnymi i biało-czerwonymi szachownicami, był pokazany w dniach 7—15 IX 1957 r. na II Warszawskim Salonie Lotniczym na placu przed Arsenałem. Rok później, na podobnej imprezie — III Warszawskim Salonie Lotniczym, zorganizowanym na placu Zwycięstwa od 30 VIII do 8 IX 1958 r. wystawiono wojskowy egzemplarz seryjny *Jak-12M*, również w wersji ³¹cznikowej, z numerem 11 na kadłubie.

Jeden z egzemplarzy seryjnych, nr fabr. 164666, ze znakami SP-GLN (rys. 256) został przekazany do dyspozycji Instytutu Lotnictwa, gdzie po wylataniu 400 godzin żywotności gwarancyjnej, został poddany próbom w czasie od 10 VI do 30 IX 1959 r. dla sprawdzenia zgodności wykonania samolotu z warunkami technicznymi i kontroli



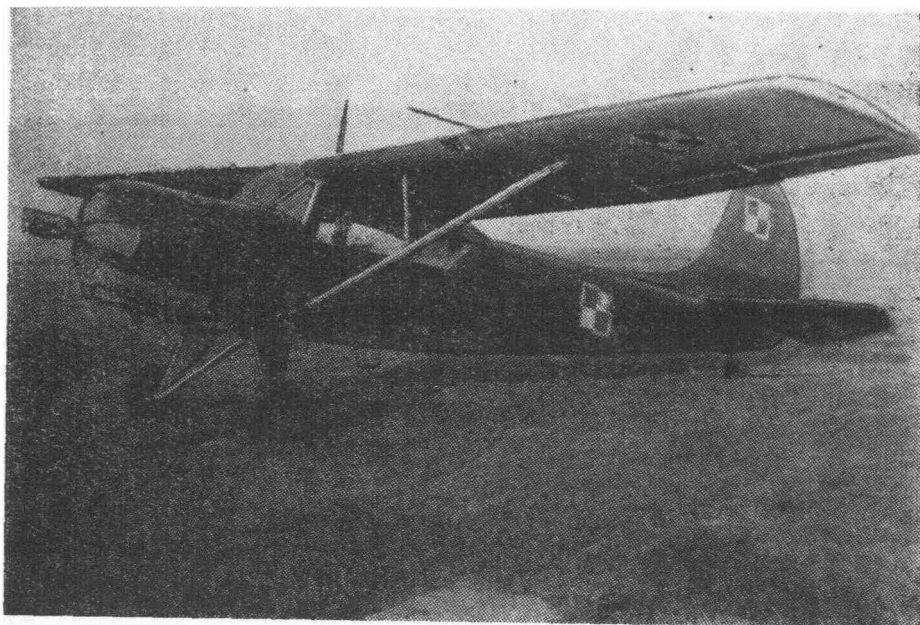
Rys. 257. Prototyp samolotu *Jak-12A* ze znakami SP-PXA

osiągów egzemplarza seryjnego. Przeprowadzone próby i badania w locie potwierdziły zgodność rzeczywistych osiągnięć z założonymi w warunkach dokumentacji licencyjnej. Badany egzemplarz miał okrogły wykrój w oszkleniu dachu kabiny, przeznaczony do prowadzenia ognia — dla osłony tylnej części górnej półsfery.

Pod koniec 1958 r. zakład WSK Okęcie otrzymał prawa licencyjne na produkcję nowej wersji samolotu *Jak-12A*. Dokumentację seryjną opracował zespół z biura konstrukcyjnego WSK. Był to już, jak poprzednio wspomniano, w zasadzie nowy samolot, w którym w niewielkim stopniu były wykorzystane części z *Jaka-12M*. W połowie 1959 r. zbudowano pierwszy egzemplarz, który został oblatany w sierpniu tego samego roku przez pilotów fabrycznych, Mieczysław Miśosza i Antoniego Szymańskiego. Prototyp (nr fabr. 30133) otrzymał znaki SP-PXA (rys. 257). Maszyna reprezentowała wariant uniwersalny — pasażerski, transportowy i sanitarny. Po żywotności gwarancyjnej samolot został poddany próbom kontrolnym w IŁ od 14 IV do 15 X 1960 r.

Samoloty *Jak-12A* były produkowane seryjnie w latach 1959—1960, początkowo równoległe z *Jak-12M*. Później produkowano części zamienne dla obydwóch wersji. Ogółem w latach 1956—1960 wypuszczono z WSK Okęcie 1150 sztuk *Jak-12M* i *Jak-12 A*, z tego większość na eksport do ZSRR. *Jak-12A*, ze względu na korzystniejsze osiągnięcia, stał się jednym z najbardziej popularnych samolotów sanitarnych, dystansując w tej dziedzinie *Jak-12M* i późniejsze *PZL-101 Gawron*.

Spośród poszczególnych wersji w lotnictwie wojskowym wykorzystywano *Jak-12* i *Jak-12R* do zadań ³¹cznikowych, lotów pasażerskich i transportowych. *Jak-12M* stosowano do zadań patrolowych, ³¹cznikowych, przewozu pasażerów, transportu ładunków i do celów



Rys. 258. Samolot ³¹cznikowy *Jak-12A* (fot. Lech Zielaskowski)



Rys. 259. Samolot *Jak-12A* w wersji **sanitarnej** (fot. WAF)

sanitarnych. Samoloty *Jak-12A* były wykorzystywane również do lotów patrolowych, ³¹cznikowych (rys. 258), pasażerskich i transportowych. Najczęściej stosowano je jednak w lotnictwie sanitarnym (rys. 259) zarówno cywilnym, jak i wojskowym.

Wojskowe *Jaki-12* świadczyły często usługi na rzecz gospodarki i różnych dziedzin specjalnych, jak np. dla ratownictwa morskiego. Na przykład w okresach zim 1961/62 i 1962/63 objęto rejonem patrolowania, dla rozpoznania sytuacji lodowej na Bałtyku, Zatokę Pomorską, Zatokę Meklemburską, cieśninę Sund, rejon Bornholmu i Bałtyk południowy. Wylatywano przy tym nad morze na odległość do 400 km. Nadzorowano również stale w tym czasie wschodni i zachodni tor nawigacyjny od Greifwalde do Kołobrzegu. Uczestniczono w namiarach dryfujących boi na trasach nawigacyjnych, latano dla dokonania oceny stopnia szkód na wydmach nadmorskich. Wykonywano loty dla ustalenia położenia statków zepchniętych na mieliznę. Brało udział w akcjach poszukiwawczych łodzi i kutrów rybackich oraz zaginionych samolotów. *Jaki-12* ponadto współuczestniczyły w wyprawach statków i okrętów w morze, a w lutym 1963 r. dostarczały żywność i leki dla ludności oraz paszę dla bydła na odciętej od świata wyspie Karsibór.

Samoloty *Jak-12M* i *Jak-12A* (rys. 260 i 261) stanowiły wciąż pełnosprawny sprzęt i służył nadal w lotnictwie wojskowym i cywilnym. O długowieczności tych maszyn świadczy między innymi przykład samolotu *Jak-12M* ex SP-CXA, który był wykorzystywany od 1956 r. przez lotnictwo sanitarne. W połowie 1965 r. maszyna została oddana Przedsiębiorstwu „Izokor” w Psocku. Po dokonaniu prac adaptacyjnych i przystosowaniu do lotów pasażerskich zarejestrowano ją 18 VIII 1965 r. jako SP-RAM. Samolot służył jeszcze przez szereg lat, wykonując loty dyspozycyjne i przewożąc ludzi lub lekkie ładunki w kabinie pasażerów. Obecnie *Jaki-12M* i *A* są już jednak stopniowo wycofywane i zastępowane przez nowocześniejsze, całkowicie metalowe samoloty *PZL-104 Wilga 35*.

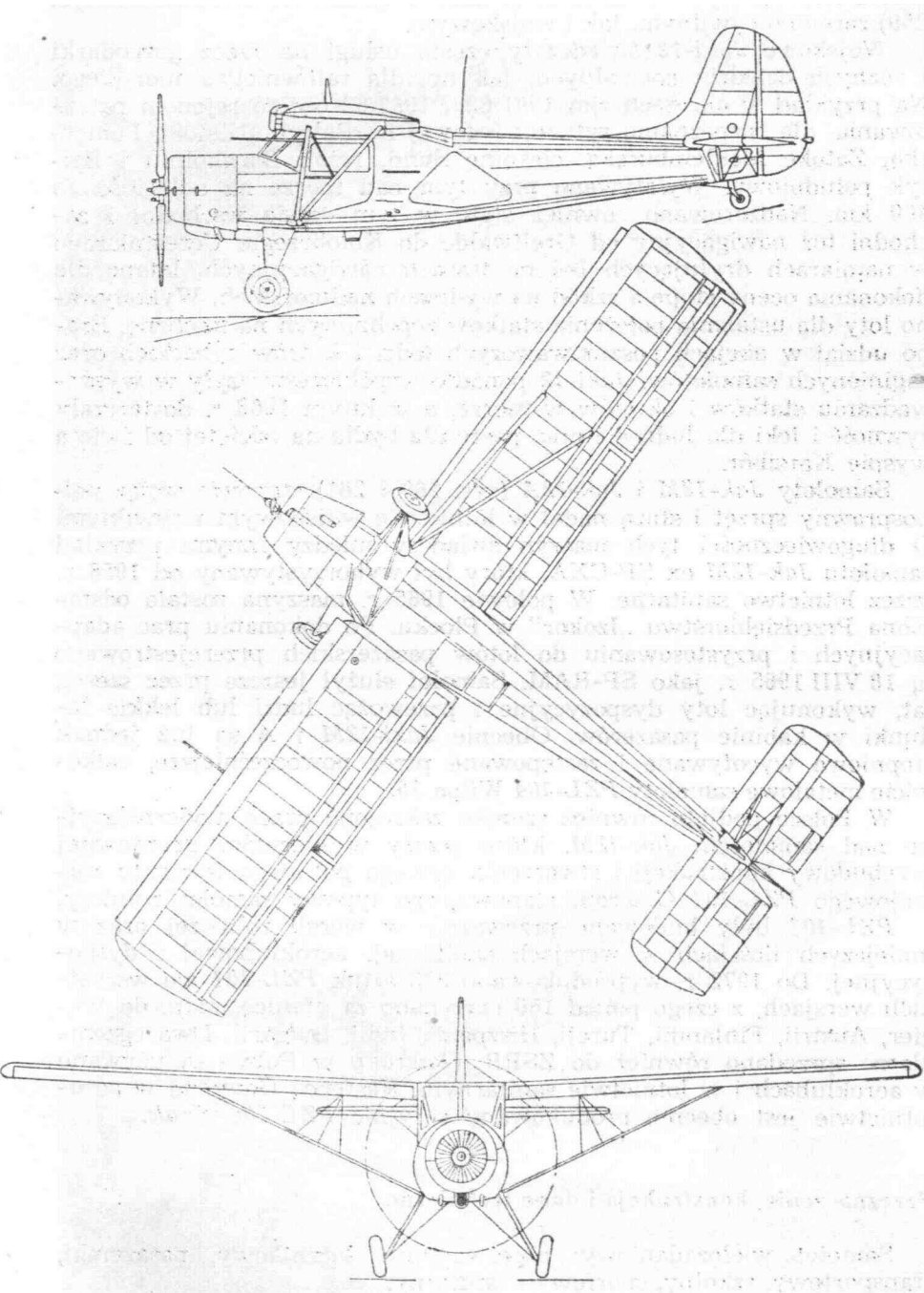
W Polsce podjęto również szeroko zakrojone prace modernizacyjne nad samolotem *Jak-12M*, które poszły w kierunku gruntownej przebudowy konstrukcji i stworzenia nowego polskiego wariantu rozwojowego *PZL-101 Gawron*, stanowiącego typowy samolot rolniczy.

PZL-101 były budowane przeważnie w wersji rolniczej oraz w mniejszych ilościach w wersjach sanitarnej, aeroklubowej i dyspozycyjnej. Do 1972 r. wyprodukowano 325 sztuk *PZL-101* we wszystkich wersjach, z czego ponad 150 sprzedano za granicę, m.in. do Węgier, Austrii, Finlandii, Turcji, Hiszpanii, Indii, Bułgarii. Dwa egzemplarze sprzedano również do ZSRR. *Gawrony* w Polsce są używane w aeroklubach i w lotnictwie sanitarnym. Następca *Gawrona* w agrolotnictwie jest obecnie produkowany seryjnie *PZL-106 Kruk*.

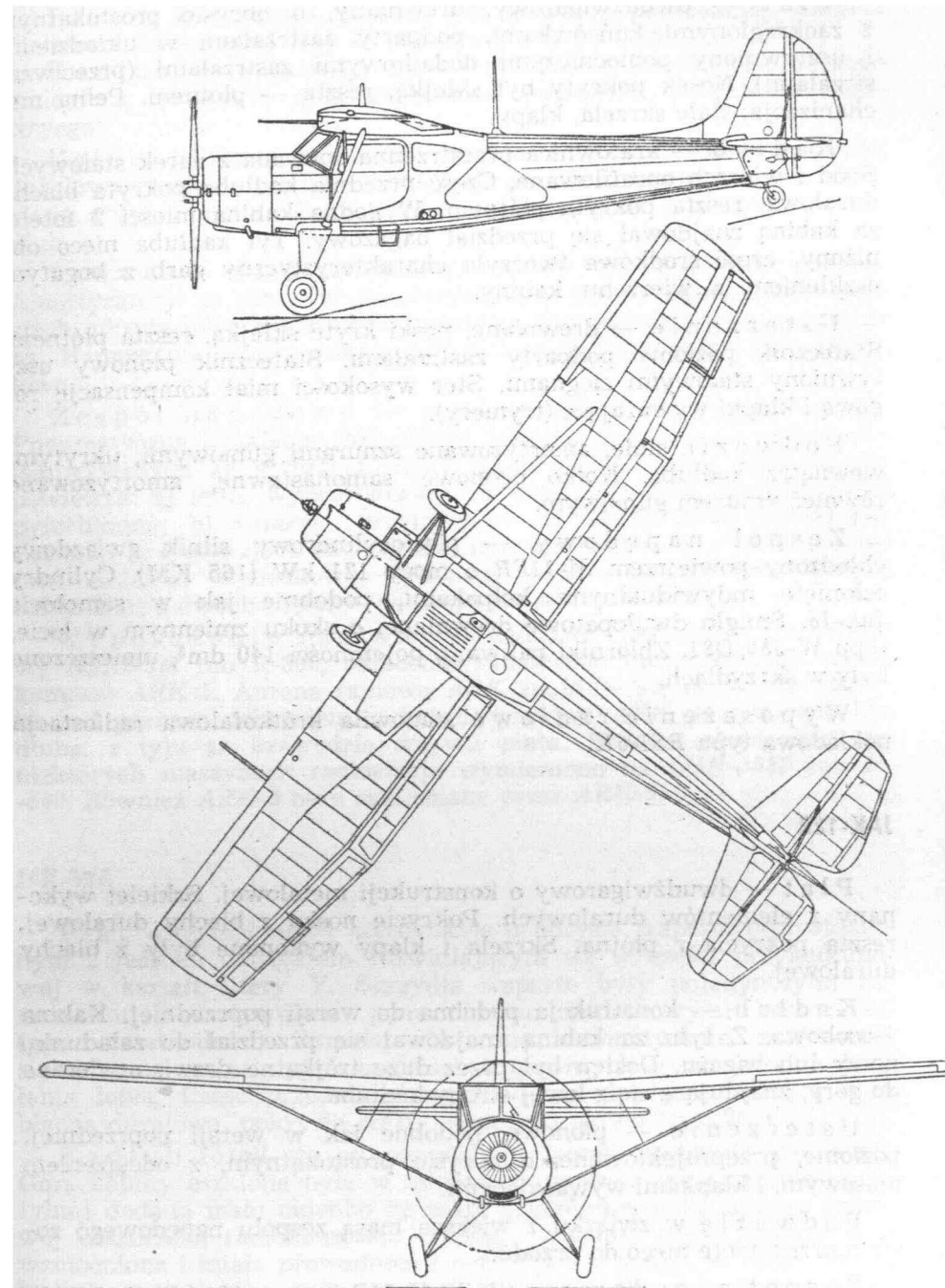
Przeznaczenie, konstrukcja i dane techniczne

Samolot wielozadaniowy: obserwacyjny, ³¹cznikowy, pasażerski, transportowy, szkolny, sportowy i sanitarny.

Jednosilnikowy, czteroosobowy górnopłat zastrzałowy, z podwoziem stałym. Konstrukcja w *Jak-12/M-11FR* mieszana, w *Jak-12R*, *Jak-12M* i *Jak-12A* metalowa, kryta płótnem.



Rys. 260. Sylwetka samolotu Jak-12M



Rys. 261. Sylwetka samolotu Jak-12A

JAK-12/M-11FR

P³at — dwudźwigarowy, drewniany, o obrysie prostok¹tnym z zaokr¹glonymi końcówkami, podparty zastrza³ami w uk³adzie V i usztywniony pomocniczymi dodatkowymi zastrza³ami (przeciwzastrza³ami). Nosek pokryty by³ sklejk¹, reszta — p³ótnem. Pe³na mechanizacja: sta³e skrzela, klapy.

Ka d³ub — kratownica przestrzenna spawana z rurek stalowych. Spód i wierzch oprofilowane. Czê³æ przednia kad³uba pokryta blach¹ duralow¹, reszta pokryta p³ótnem. Wygodna kabina mie³ci 2 fotele, za kabin¹ znajdowa³ siê przedzia³ baga³owy. Ty³ kad³uba nieco obni³ony, czê³æ ærodkowa tworzy³a charakterystyczny garb z bogatym oszkleniem z wierzchu kabiny.

Usterzenie — drewniane, noski kryte sklejk¹, reszta p³ótnem. Statecznik poziomy podparty zastrza³ami. Statecznik pionowy usztywniony stalowymi ciêgnami. Ster wysoko³ci mia³ kompensacjê rogow¹ i klapki wywa³aj¹ce (trymery).

Podwozie sta³e, amortyzowane sznurami gumowymi, ukrytymi wewn¹trz kad³uba. Kó³ko ogonowe samonastawne, amortyzowane równie³ sznurem gumowym.

Zespó³ napêdowy — pięciocyldrowy silnik gwiazdowy ch³odzony powietrzem *M-11FR* o mocy 121 kW (165 KM). Cylindry os³oniête indywidualnymi ko³pakami, podobnie jak w samolocie *Jak-18*. Ęmig³o dwu³opatowe drewniane, o skoku zmiennym w locie, typu *W-580/D81*. Zbiorniki paliwa, o pojemno³ci 140 dm³, umieszczone by³y w skrzyd³ach.

Wyposażenie radiowe stanowi³a krótkofalowa radiostacja pok³adowa typu *RSI-6K*.

JAK-12R

P³at — dwudźwigarowy o konstrukcji metalowej. Szkielet wykonany z elementów duralowych. Pokrycie noska z blachy duralowej, reszta pokrycia z p³ótna. Skrzela i klapy wykonane by³y z blachy duralowej.

Ka d³ub — konstrukcja podobna do wersji poprzedniej. Kabina 4-osobowa. Z ty³u za kabin¹ znajdowa³ siê przedzia³ do za³adunku noszy lub baga³u. Dostêp by³ przez du³ę trójk¹tnę drzwi, otwierane do góry, znajduj¹ce siê z lewej strony kad³uba. *

Usterzenie — pionowe, podobne jak w wersji poprzedniej, poziome, przeprojektowane, o obrysie prostok¹tnym, z odci¹żeniem masowym, i klapkami wywa³aj¹cymi.

Podwozie w zwi¹zku z wiêks¹ mas¹ zespo³u napêdowego zosta³o przesuniête nieco do przodu.

Zespó³ napêdowy — silnik *AI-14R* o mocy 191 kW (260 KM), oprofilowany zwart¹ os³on¹ z wlotem powietrza, regulowanym wachlarzow¹ zas³on¹. Ęmig³o o ³opatach drewnianych, przestawialne w locie, typ *W-530-D11*. Zbiorniki paliwa w skrzyd³ach.

~~JAK-12M~~ — konstrukcja podobna jak w wersji poprzedniej. Skrzela

metalowe sta³e, napêd klap — pneumatyczny (rys. 260).

Ka d³ub — zmieniony, mia³ wzmocnion¹ konstrukcjê i nieco zmienion¹ geometriê oraz zwiêkszon¹ pojemno³æ przedzia³u baga³owego.

Usterzenie — ca³kowicie metalowe. Kesony pokryte blach¹ duralow¹, reszta — p³ótnem. Usterzenie pionowe otrzyma³o nieco zmieniony obrys z p³etw¹ grzbietow¹, przechodz¹c¹ od statecznika w ka d³ub.

Podwozie mia³o zwiêkszony rozstaw kó³ i wy³sze golenie. Amortyzatory ze sznurów gumowych, tak jak w poprzednich wersjach, ukryte by³y w kad³ubie. Instalacja hamowania kó³ — powietrzna. Hamowania mo³na dokonywa³ osobno ka³dym ko³em lub zespo³owo.

Zespó³ napêdowy — podobny jak w wersji poprzedniej. Pneumatyczna instalacja rozruchowa zasilana by³a z butli 6 dm³, do³adowywanych ze sprê³arki. Rury ss¹ce silnika maj¹ dwa chwytty powietrza: a) letni, wyprowadzony na zewn¹trz os³on, maj¹cy siatkê py³och³onn¹, b) zimowy, przylegaj¹cy do o³ebrowania cylindrów. Zas³onki przymykaj¹ce chwytty silników sterowane s¹ z kabiny pilotów. Kolektor wydechowy wykonany jest z blachy ³aroodpornej i sk³ada siê z dwóch czê³ci — prawej i lewej.

Wyposażenie radiowe — nadajnik i odbiornik krótkofalowy *RSIU-3M* lub *R-800*, odbiornik radiobusoli (automatyczny radiokompas) *ARK-5*. Antena ramowa *ARK* znajduje siê na kracie kad³uba pod górnym pokryciem, a antena prêtow¹a *ARK* na grzbiecie kad³uba, z ty³u za krawêdzi¹ sp³ywu p³ata. Podczas eksploatacji na niektórych maszynach radiostacie wymieniono na *LUN-3522* lub *R-860*. Równie³ *ARK-5* by³y zamieniane przez *ARK-9*.

JAK-12A

P³at otrzyma³ now¹ konstrukcjê o obrysie trapezowo-prostok¹tnym z jednym dźwigarem rozwidlaj¹cym siê w czê³ci przykad³ubowej w kszta³t litery Y. Skrzyd³a wsparte by³y pojedynczymi zastrza³ami i usztywnione pomocniczymi dodatkowymi zastrza³ami (przeciwzastrza³ami). Skrzela, otwierane automatycznie, znajdowa³y siê tylko na zewnêtrzn¹ych czê³ciach trapezowych — w obszarze dzia³ania lotek. Czê³æ przednia skrzyde³ — do dźwigara pokryta by³a blach¹ duralow¹, pokrycie reszty stanowi³o p³ótno (rys. 261).

Ka d³ub różni³ siê od poprzedniej wersji drobnymi zmianami. Góra kabiny oszklona by³a w mniejszym stopniu. Na grzbiecie czê³ci tylnej dodano ma³e okienko ze szk³a organicznego dla anteny ramowej odbiornika radiokompasu. Pod³oga w tylnej czê³ci kabiny by³a wzmocniona i mia³a prowadnice i uchwyty dla noszy. W czê³ci tylnej kad³uba zastosowano du³y wzniernik kontrolny dla sprawdzenia amortyzatora kó³ka ogonowego.

Usterzenie — poziome, otrzyma³o obrys trapezowy z zaokr¹glonymi końcówkami.

Zespó³ napêdowy — taki sam jak w wersji poprzedniej. Os³ona silnika zmodernizowana o bardziej op³ywowym kształ³cie. Zmieniono równie³ instalacjê olejow¹, stosuj¹c m.in. ch³odnicê oleju o niniejszych gabarytach. Równie³ instalacja paliwowa zosta³a prze-projektowana, zastosowano tu m.in. zbiorniki o wiêkszej pojemno³ci — 220 dm³.

Dane techniczne

Wyszczególnienie	Jedn. miary	Jak-12	Jak-12R	Jak-12M	Jak-12A
Rozpiêtoœæ	m	12,088	12,60	12,60	12,60
Długoœæ	m	8,36	9,00	9,00	9,00
Wysokoœæ	m	2,33	3,12	3,12	3,12
Powierzchnia noœna	m ²	21,67	23,86	23,86	22,6
Masa w³asna	kg	830	912	1026	1059
Masa u¿yteczna	kg	355	260	424	529
Masa ca³kowita.	kg	1185	1172	1450	1588
Prêdkoœæ maksymalna	km/h	169	184	182	215
Prêdkoœæ przelotowa	km/h	130	165	160	180
Prêdkoœæ l¹dowania	km/h	68	66	82	89
Prêdkoœæ wznoszenia	m/s	2,5	4,1	4,1	3,6
Pu³ap	m	3000	5800	4160	4000
Zasiêg	km	450	550	765	1070
Rozbieg	m	130	52	126	153
Dobieg	m	110	81	90	131

PZL-104 WILGA

Na pocz¹tku lat 60-tych w lotnictwie polskim dawa³ siê odczuæ brak nowoczesnego lekkiego samolotu wielozadaniowego, odznaczaj¹cego siê krótkim startem i l¹dowaniem, dobrymi osi¹gami, ekonomi¹ u¿ytkowania i wysokimi walorami eksploatacyjnymi. Maszyna taka potrzebna by³a zarówno w lotnictwie wojskowym, jak i cywilnym. Ponadto zamierzano rozszerzyæ zagraniczne rynki zbytu, proponuj¹c tradycyjnym i nowym odbiorcom nowoczesny samolot, odznaczaj¹cy siê wieloma zaletami w stosunku do dotychczas u¿ywanego sprzêtu.

Prace nad projektem wstêpnym rozpoczêto ju¿ w 1959 r. w Oœrodku Konstrukcji Lotniczych przy WSK Okêcie. Zadanie powierzono zespo³owi kierowanemu przez mgr. in¿. Ryszarda Or³owskiego. Za³o¿enia przewidywa³y zbudowanie maszyny wielozadaniowej w uk³adzie wolnonoœnego górnop³ata, o konstrukcji ca³kowicie metalowej napêdzanej silnikiem p³askim WN-6RB o mocy 136 kW (185 KM), konstrukcji mgr. in¿. Witolda Narkiewicza.

Po uzgodnieniu warunków technicznych z APRL przyst¹piono w pocz¹tkach 1960 r. do opracowania projektu konstrukcyjnego. Opracowywany samolot mia³ odznaczaæ siê dobrymi w³asciwoœciami pilota¿owymi, nieskomplikowan¹ budow¹, ³atwoœci¹ eksploatacji i obs³ugi. Przestrzenny kad³ub mia³ u³atwiaæ umieszczenie noszy oraz

³adunków w przedziale baga¿owym. W rok po rozpoczêciu projektowania — w lutym 1961 r. zosta³a zakończona budowa prototypu przeznaczonego do prób statycznych, a wkrótce po tym prototypu przeznaczonego do prób w locie, który otrzyma³ rejestracjê SP-PAZ. Wytwórni nie dostarczono na czas silnika i p³atowiec s³u¿y³ przez pewien okres jako egzemplarz ekspozycyjny. Wystawiono go w tym czasie na XXX MTP oraz we wrzeœniu 1961 r. na Wystawie XV-lecia Przemys³u Lotniczego (rys. 262). Prototyp silnika z reduktorem dostarczono dopiero w grudniu 1961 r. Poniewa¿ próby pañstwowe silnika nie zosta³y jeszcze zakoñczone, samolot wykona³ jedynie w dniu 23 XII 1961 r. pierwsze skoki w ramach prób ko³owania i badania w³asciwoœci podczas ruchu na ziemi. Do czasu ukoñczenia obowi¹zuj¹cego programu prób pañstwowych dla silnika WN-6RB Wilga nie mog³a wykonywaæ lotów. Dopiero w dniu 24 IV 1962 r. samolot wykona³ premierowy lot. Oblatywaczem by³ Mieczys³aw Mi³osz, pilot doœwiadczalny WSK Okêcie. Ju¿ w czasie pierwszych prób w grudniu 1961 r. ujawniono szereg wad. Najwiêksze zastrze¿enie budzi³a jednak przekroczona o 140 kg masa w³asna maszyny. Ponadto skrzyniowaty kad³ub uniemo¿liwia³ obserwacjê do ty³u, co by³o wysoce niekorzystne dla niektórych wersji u¿ytkowych, jak ³¹cznikowa czy holownicza. Równie¿ praca silnika wskazywa³a na to, ¿e stanowi³ postaa nie dopracowan¹, wymagaj¹c¹ dalszych zmian i poprawek.

Wobec niezadowolaj¹cych wyników prób z samolotem Wilga 1 podjêto decyzjê o opracowaniu nowego projektu, bardziej dostosowanego do wymagañ odbiorców, a zw³aszcza APRL, dla którego przede wszystkim by³ przeznaczony nowy samolot. Na pocz¹tku 1962 r. opracowano nastêpny projekt wstêpny, a na wiosnê rozpoczêto prace nad projektem konstrukcyjnym Wilgi 2. Zespo³em konstruktorów kiero-



•Rys. 262. PZL-104 Wilga 1 na Wystawie Przemys³u Lotniczego PRL (fot. Andrzej Moigala)

wali mgr inż. Bronisław Turakowski i mgr inż. Andrzej Frydrychiewicz, który w późniejszym okresie przejął kierownictwo nad pracami nad samolotem. Zasadniczy kierunek prac poszedł w stronę zmniejszenia masy własnej konstrukcji, zapewnienia lepszej widoczności do tyłu i uzyskania korzystniejszych osiągów. Zmiany dotyczyły głównie kadłuba, jakkolwiek pozostałe części płatowca uległy również przeobrażeniom. Samolot nosi to samo oznaczenie fabryczne PZL-104, chociaż stanowi nową konstrukcję, w niewielkim stopniu przypominając poprzednią maszynę. Kadłub otrzymał inny, bardziej racjonalny kształt, z jedną parą drzwi i dużym oknem na grzbiecie, zapewniającym doskonałą widoczność do tyłu. Skrzydło przy zachowaniu tej samej geometrii i profilu stanowi inną konstrukcję. Powiększono integralny zbiornik paliwa w skrzydle i zlikwidowano zbiornik montowany. Cechą charakterystyczną całej konstrukcji Wilgi 2 było zastosowanie obkowanej blachy pokrycia, zamiast nitowanych podłóg. Usterzenie pionowe zaprojektowano z silnym skosem. Podwozie zmieniono zupełnie, stosując zespół amortyzatorów — wahacze, pozwalający na ograniczenie wysokości goleni. Wprowadzone zmiany poprawiły warunki technologiczne, jak również polepszyły cechy aerodynamiczne i eksploatacyjne samolotu. Napęd stanowił silnik PZL WN-6R/B2 o mocy 136 kW (185 KM). Przewidywano wykorzystanie maszyny w następujących wersjach:

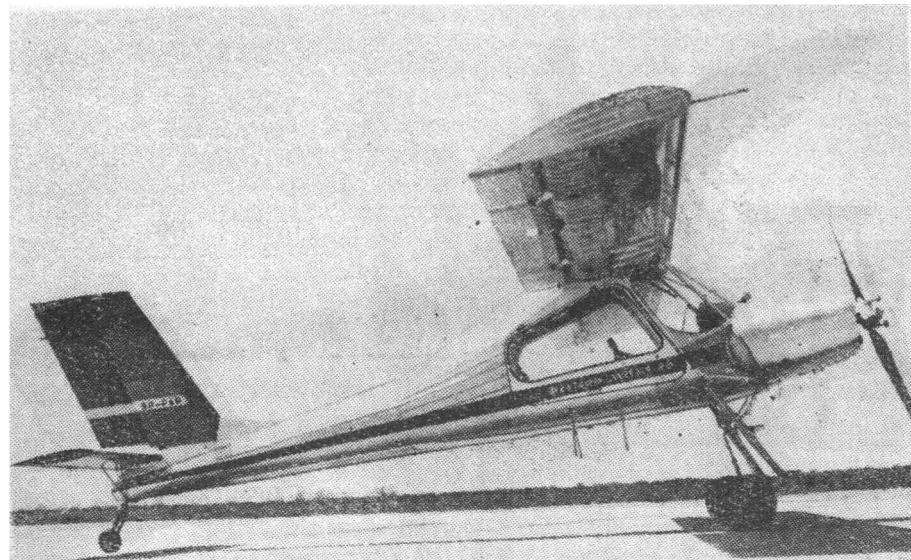
- Wilga 2P wersja śmigłowo-pasażerska;
- Wilga 2A przystosowana do holowania szybowców i wywołania skoczków spadochronowych;
- Wilga 2S sanitarna, zabierająca na pokład dwóch chorych na noszach i lekarza.

Pierwszy prototyp wykonany w wersji śmigłowo-pasażerskiej Wilga 2P, ze znakami SP-PAR (rys. 263), został oblatany w dniu 1 VIII 1963 r. przez pilota WSK Okęcie Mieczysława Miśosza. Kilka dni później 5 VIII odbył się oficjalny pokaz nowej Wilgi przed władzami cywilnymi i wojskowymi. Samolot miał jeszcze kryte płótnem skrzydła Wilgi 1, ale kilka miesięcy później zabudowano na nim nowe skrzydła całkowicie metalowe.

Zainteresowanie Indonezji nowym samolotem znacznie przyspieszyło prace nad rozwojem konstrukcji. W grudniu ukończono drugi prototyp oznaczony jako Wilga C, napędzany silnikiem *Continental* 0-470-13A o mocy 166 kW (225 KM) ze śmigłem przestawialnym *McCaughey* 2A34C50-90A2, o średnicy 2,2 m. Był to wariant przeznaczony dla odbiorców strefy dolarowej. Maszyna ze znakami SP-PBF wykonała pierwszy lot 30 XII 1963 r. Oblatywaczem był mgr inż. Jerzy Jędrzejewski. Samolot odznaczał się poprawnymi właściwościami lotno-pilotажowymi.

Na podstawie umowy licencyjnej, zawartej z Indonezją, jeszcze w 1963 r. uruchomiono w WSK Okęcie produkcję serii informacyjnej Wilgi C. Ponadto podjęto się opracowania wszystkich wersji użytkowych. Pierwsze Wilgi C, w tym również prototyp SP-PBF, były wykonane w wersji pasażerskiej, wyposażonej w dwuster, oznaczonej jako Wilga 2CD (rys. 264). Następnie wypuszczono w wersji pasażerskiej — Wilga CP.

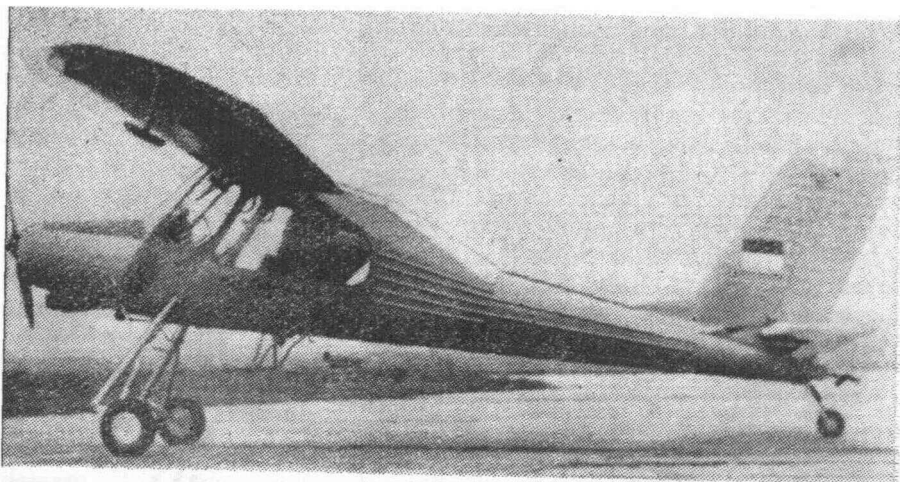
W dniu 11 XII 1964 r. pierwsza Wilga 2CD, przysłana z Polski, została oblatana w Indonezji, a w dniu 29 XII odbył się pokaz publiczny przed przedstawicielami władz wojskowych i cywilnych.



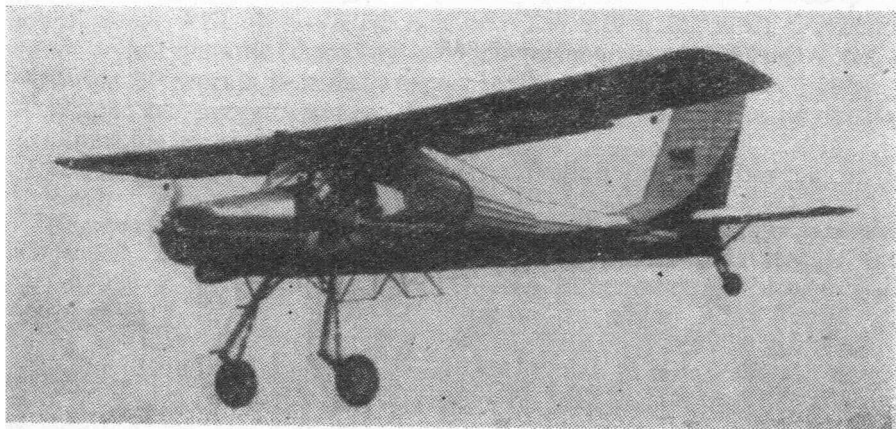
Sys. 263. Wilga 2P - pierwszy prototyp SP-PAR



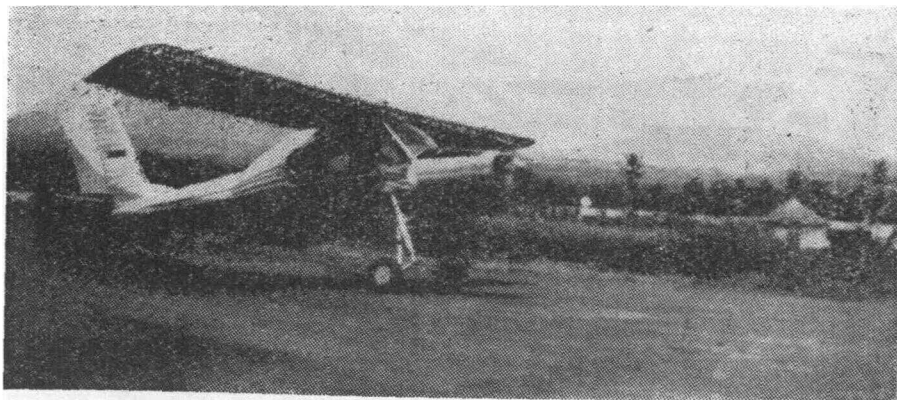
(Rys. 264. Wilga 2CD - egzemplarz z serii informacyjnej dla Indonezji)



Rys. 265. PZL-104 Gelatik - egzemplarz wzorcowy wykonany w WSK Okęcie



Rys. 266. Łącznikowy Gelatik wyprodukowany w Bandungu (fot. Jerzy Œwidziński)



Rys. 267. Polski PZL-104 na indonezyjskim lotnisku (fot. Jerzy Œwidziński)

Na wiosnê 1965 r. powsta³a wersja aeroklubowa Wilga CA, na której przeprowadzono pomiary osi¹gów podczas holowania szybowców, a w dniach 6 IV — 7 V 1965 r. próby dla okreœlenia faktycznej przydatnoœci do szkolenia i treningu skoczków spadochronowych. Próby zosta³y zakoñczone wynikami pozytywnymi. Niemal w tym samym czasie zosta³a wypróbowana w Indonezji Wilga CP do skoków spadochronowych i zrzutu zasobników na spadochronach.

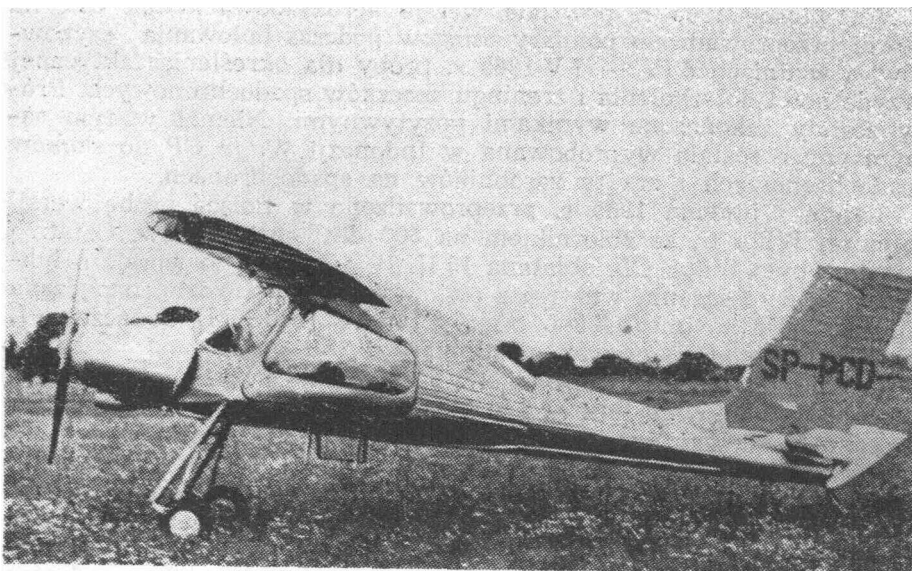
Latem i jesieni¹ 1965 r. przeprowadzono w Polsce próbê wersji rolniczej Wilgi C, ze zbiornikiem na 500 dm³ chemikaliów. Ostatni¹ odmian¹ by³a Wilga CL, oblatana 15 III 1966 r. By³a to wersja o luksusowym wyposaŹeniu wñtrza z owiewkami na podwoziu, napêdzana silnikiem Continental O*-470-L, o mocy 169 kW (230 KM). Oznaczenie L. wywodzi³o siê od zastosowanego silnika.

Ogółem dostarczono do Indonezji 12 egzemplarzy samolotu Wilga C, z tego: 6 samolotów w 1964 r., 5 w 1965 r. i 1 samolot w 1966 r. Odbiorca sam dostarcza³ silniki i œmig³a. Przemys³ indonezyjski zakupi³ równieŹ prawa licencyjne na produkcjê Wilgi C. Ponadto zbudowano w Bandungu wytwórniê LIP „Nurtanio”, w której produkowano Wilgi, jako PZL-104 Gelatik — nazwa wywodzi³a siê od gatunku miejscowego ptaka (rys. 265 i 266). W 1965 r. wys³ano do Indonezji pierwsze czêœci i zespo³y do montaŹu dla ponad 40 kompletnych samolotów (rys. 267). W trakcie rozwoju PZL-104 wy³oni³y siê zatem dwie odmiany Wilgi, róŹni¹ce siê typem zastosowanego silnika, wystêpuj¹ce w piêciu wersjach, zaleŹnie od wyposaŹenia samolotu.

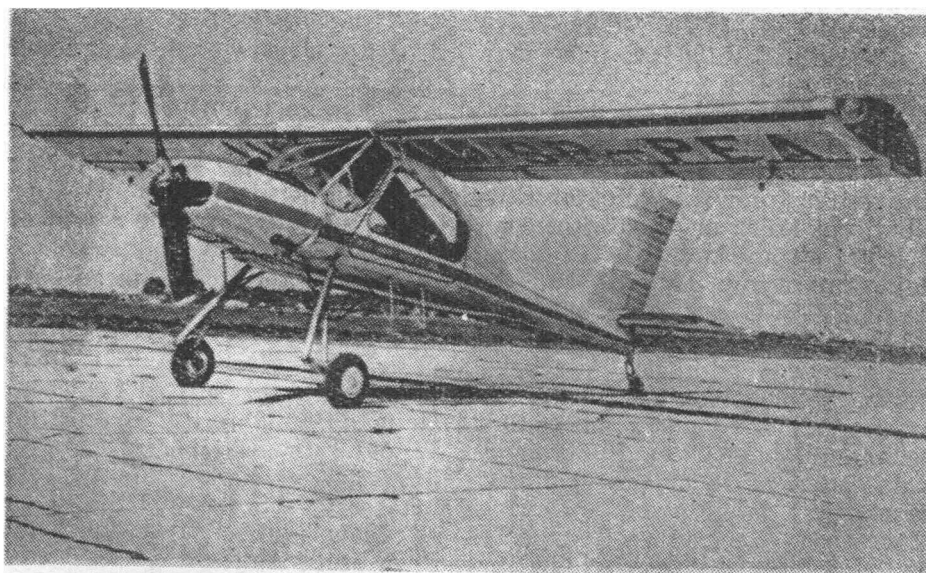
W miêdzy czasie prowadzono równieŹ prace rozwojowe nad Wilg¹ 2, napêdzan¹ krajowym silnikiem PZL WN-6R/B2. Na pocz¹tku marca 1964 r. by³y wykonane dwa nastêpne prototypy Wilgi 2P, które oblatano 19 III 1964 r. Trzeci prototyp otrzyma³ znaki SP-PCD (rys. 268), a czwarty SP-PEA (rys. 269). Egzemplarz SP-PEA zosta³ specjalnie przygotowany na XXXIII MTP w 1964 r., otrzymuj¹c zmienion¹ os³onê silnika, pe³ne wyposaŹenie i staranne wykoñczenie wñtrza*.

W dniu 8 V 1964 r. pilot mgr inŹ. Jerzy Jêdrzejewski ustanowi³ krajowy rekord wysokoœci na Wildze dla maszyn tej klasy, uzyskuj¹c 6836 m. Wilga 2 by³a demonstrowana w locie na wielu pokazach i na Targach Poznañskich. Na prototypach wypróbowano róŹne os³ony silnika, chwytory powietrza i systemy odprowadzania spalin. Miêdzy innymi zastosowano kolektor z wylotem wyprowadzonym pod kad³ubem oraz kolektory po³ówkowe z wylotami znajduj¹cymi siê z prawej i lewej strony kad³uba. Na pocz¹tku 1965 r. wytwórniê opuœci³y kolejne prototypy: pi¹ty SP-PEB i szósty SP-PEC. Egzemplarz ze znakami SP-PEC pokazany by³ na XXXIV MTP w Poznaniu od 13—28 VI 1965 r., natomiast SP-PEB zosta³ specjalnie przygotowany do reklamowego rajdu po krajach ba³kańskich. Maszyna otrzyma³a efektown¹ kolorystykê, utrzyman¹ w tonach b³êkitnym, Źó³tym i wiœniowym oraz duŹy napis na kad³ubie Tour de Balkan i liczbê 65 na usterzeniu pionowym. Pilotami byli Witold Łukomski i Jerzy Ziêborak. Trasa rajdu o ³¹cznej d³ugoœci 3500 km wiod³a z Warszawy do Krakowa i dalej: Arad — Deva — Bukareszt — Sofia — Belgrad — Zagrzeb — Belgrad — Budapeszt — Kraków — Warszawa. Rajd nie by³ w pe³ni udany, ze wzglêdu na wadliw¹ pracê silnika.

W latach 1964—1965 prototypy Wilgi 2P przesz³y eksploatacjê próbn¹ w Aeroklubach PRL. Przysz³y uŹytkownik zg³osi³ uwagi do



Rys. 263. Wilga 2P, trzeci prototyp SP-PCD



Czwarty prototyp Wilgi 2P SP-PEA, przeznaczony do celów ekspozycyjnych i demonstracji w locie

nowego samolotu, postuluj¹c wprowadzenie pewnych zmian o charakterze użytkowym. Następnie na zamówienie APRL zbudowano serię informacyjną¹ 10 samolotów Wilga 2A, które były gotowe pod koniec 1965 r. Zamawiaj¹cy odmówi³ jednak odbioru maszyn, z uwagi na nadal nie dopracowany silnik WN-6R/B2, w którym były trudności z utrzymaniem odpowiednich temperatur g³owic.

Wobec wstrzymania dalszych prac nad silnikiem WN-6 konstruktorzy postanowili dokonać przeróbki samolotu dla umożliwienia zastosowania w nim silnika AI-14R, o mocy 260 KM, który stanowi³ konstrukcję udaną i w pełni wypróbowaną¹ na kilku tysiącach samolotów. Jak-18 i Jak-12. Silnik ten budowany jest na prawach licencyjnych w Polsce w WSK Kalisz. Jakkolwiek AI-14R ma masę własną większą¹ o 3 kg od poprzedniego silnika, to moc jego jest wyższa o 55 kW (75 KM). Zamiana była zatem korzystna, pozwalała bowiem na znaczne polepszenie osi¹gów. Adaptacja nie była łatwa, ponieważ WN-6R/B2 był silnikiem p³askim, podczas gdy AI-14R — gwiazdowym, co spowodowało konieczność przeróbki przodu kadłuba i zawieszenia silnika oraz, co gorsze, poci¹gnęło za sobą utratę smukłej sylwetki samolotu. Zastosowanie AI-14R nie stwarzało większego problemu z punktu widzenia usytuowania środka ciężkości samolotu ani widoczności z kabiny, która poprawiła się nawet w radykalny sposób. Największe obawy budziła natomiast strona estetyczna samolotu, którego sylwetka została skażona zastosowaniem tęponosej bryły silnika. Konstruktorom udało się jednak nad podziw szczęśliwie wybrnąć z tego trudnego problemu, przez trafne usytuowanie silnika i dobranie osłony o zgrabnym opływowym kształcie.

Przebudowany samolot otrzymał oznaczenie Wilga 3. Zmiany zostały przeprowadzone na I prototypie Wilgi 2 ze znakami SP-PAR. Pierwszy lot został wykonany w dniu 31 XII 1965 r. przez nestora polskich pilotów doświadczalnych — Antoniego Szymańskiego. Podczas oblotu uzyskano na niej obciążonej Wildze 3 rekordy¹ prędkości wznoszenia 12 m/s. Prędkość wznoszenia na samolocie z pełnym obciążeniem była również duża i wyniosła 7 m/s. Wobec wysoce zadowalających wyników prób zdecydowano dokonać przeróbki nie odebranej serii 10 Wilg 2A na Wilgi 3. Z serii tej 6 samolotów zakupiła Rumunia (rys. 270), 2 APRL i 1 polskie lotnictwo sanitarne.

Konstruktorzy przewidzieli zastosowanie Wilgi 3 w pięciu podstawowych wariantach: P — ³¹cznikowo-pasażerska, A — aeroklubowa, AD — aeroklubowa szkolna (dwuster), S — sanitarna, R — rolnicza. Wilga 3A ze znakami SP-CRI została pokazana na Międzynarodowej Wystawie Lotniczej w Hanowerze od 28 IV do 8 V 1966 r. Jeszcze w połowie 1965 r. zaprojektowano wyposażenie sanitarne i na przełomie 1965/66 zabudowano na Wildze 2A, na której dokonano pierwszych "prób użytkowych". Dalsze próby prowadzono na Wildze 3. Pierwsza sanitarna Wilga 3S, o znakach SP-CRK, została oblatana 30 IV 1966 r., a w czerwcu wystawiono ją¹ na XXXV MTP w Poznaniu. Drugi egzemplarz Wilgi 3S SP-CRB został oblatany również w 1966 r. jako jeden z pierwszych seryjnych egzemplarzy. Latem 1966 r. Wilga 3S przeszła próby fabryczne i państwowe, a na jesieni otrzymała świadectwo typu wydane przez Inspektorat Kontroli Cywilnych Statków Powietrznych, dopuszczając¹ce samolot do użytkowania w lotnictwie sanitarnym.

Zgodnie z poprzednio przyjętą¹ linią rozwoju opracowano rów-



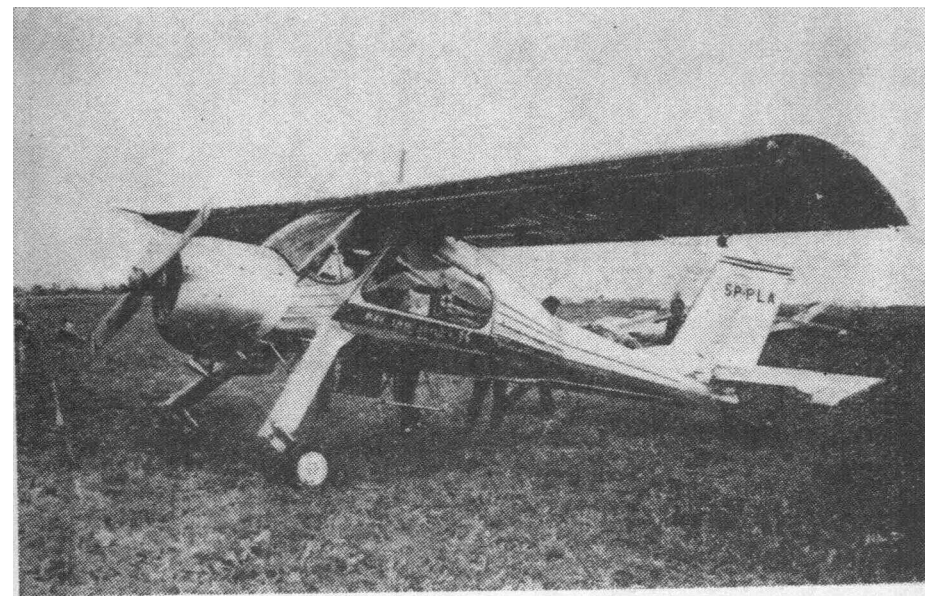
Rys. 270. Samolot PZL-104 Wilga 3A przeznaczona dla Rumunii

nież wariant z importowanym silnikiem p³askim dla odbiorców ze strefy dolarowej. Wilga 3C z silnikiem *Continental 0-470-L* o mocy 169 kW (230 KM) zosta³a oblatana 11VI1966 r. Doświadczania i próby pozwoliły na wprowadzenie dalszych zmian i poprawek zmierzaj¹cych do polepszenia warunków użytkowania maszyny. Wilga 3C zosta³a p³óźniej przemianowana na *Wilgê 32*.

Po otrzymaniu wyników i wniosków z eksploatacji samolotów Wilga 3 przyst¹piono do opracowania ulepszonej wersji oznaczonej jako Wilga 3 1/2 = 3,5 lub Wilga 35. Nowy samolot, w porównaniu z poprzednimi wersjami, otrzyma³ podwozie g³ówne o nowej konstrukcji i rozszerzonym rozstawie kó³ oraz laminatow¹ p³ozê ogonow¹ z ma³ym kó³kiem. Dzięki temu zwiększono k¹t postojowy i użytkano lepsze w³aciwo¹ci maszyny podczas ruchu na ziemi. Poprawiono również warunki ch³odzenia silnika i instalacjê paliwową, u³atwiono dostêp do innych instalacji itd. Oprócz tego zwiększono komfort kabiny: wbudowano nowe przesuwne fotele dla pilotów oraz wygodne fotele dla pasażerów. Ponadto znacznie powiększono wymiary bagażnika, czyni¹c z maszyny ma³y samolot transportowy.

Prototyp Wilgi 35A ze znakami SP-PLA (rys. 271) powsta³ przez przeróbkê jednego z egzemplarzy Wilgi 3. Samolot zosta³ oblatany 29 VI 1967 r. przez pilota Witolda Łukomskiego. Wilga w swojej ostatecznej postaci okaza³a siê konstrukcj¹ dopracowan¹, odznaczaj¹c¹ siê takimi zaletami, jak uniwersalno¹ zastosowania, bardzo krótki start i l¹dowanie, dobre osi¹gi i op³acalno¹ użytkowania. Wilga 35 jest samolotem w pe³ni udanym.

W miesi¹cach sierpniu i wrześniu 1967 r. Wilga 35 SP-PLA, piloto¹wana przez mgr. inż. Jerzego Jêdrzejewskiego, odby³a rajd reklamowy do ZSRR i Finlandii. Od 6 do 21 VIII 1967 r. samolot wykonywa³

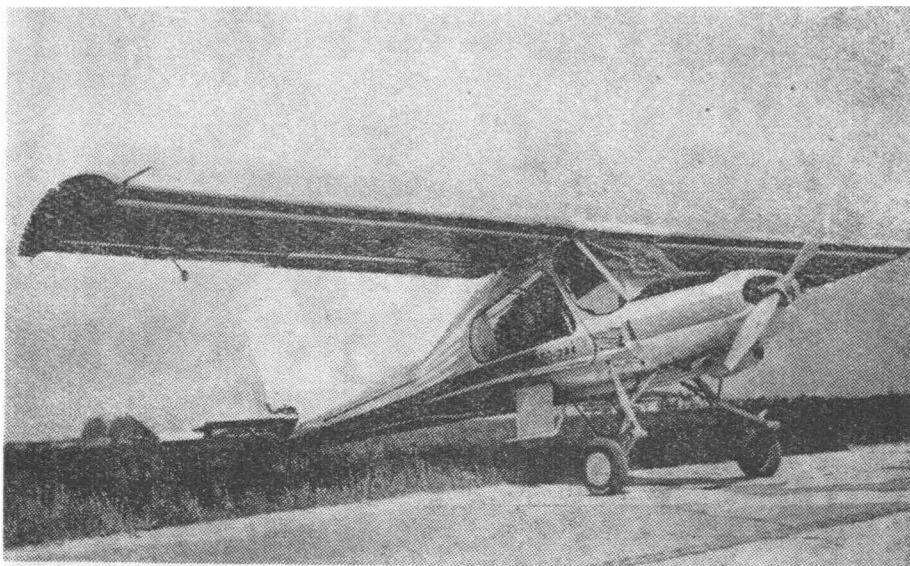


PZL-104 Wilga 35. prototyp SP-PLA

loty pokazowe w ramach Polskiej Wystawy .przemys³owej w wunie, p³óźniej dokona³ rajdu na trasie Wilno—Wielkie Łuki—Lenin—grad—Helsinki—Jamijarvi—Lapeuranta—Numela—Rayhola—Lenin—grad—Wielkie Łuki—Wilno—Wraszawa. Wystêp maszyny wzbudzi³ wielkie zainteresowanie za granic¹.

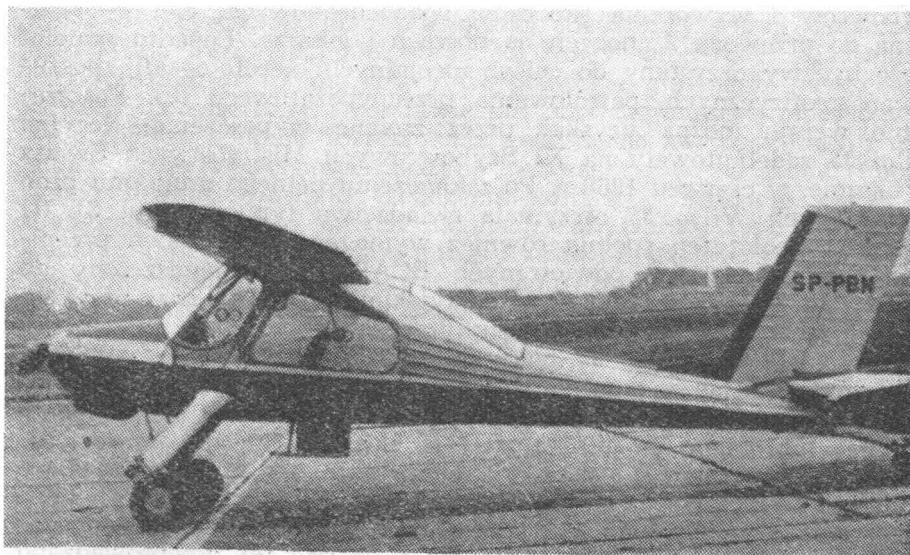
Pierwsza seria Wilg 35 zosta³a wypuszczona na wiosnê 1968 r. Samoloty wyprodukowano w wersjach: 35P — ³¹cznikowo-pasażerska lub transportowa, 35A — aeroklubowa przystosowana do holowania szybowców i wywożenia skoczków spadochronowych, 35S — sanitarna do przewozu 2 chorych na noszach i lekarza. Ponadto samolot mo³e by¹ wykorzystany do celów specjalnych: aerofotografii, poszukiwa³ geofizycznych, patrolowania przeciwpożarowego itp. Poszczególne wersje mo³na uzyska¹ przez zmianê wyposażenia. Seryjne Wilgi 35 zadebiutowa³y na XI Szybowcowych Mistrzostwach Świata w Lesznie, w czerwcu 1968 r. Po zako³czeniu pe³nego programu prób państwowych Wilga 35 otrzyma³a świadectwo typu w dniu 31 III 1969 i-. Samolot ten spe³nia również wymagania angielskich przepisów budowy statków powietrznych BCAR i jest dopuszczony do zbytu i użytkowania w krajach brytyjskiej wspólnoty oraz w wielu krajach zachodnich, gdzie obowi¹zuj¹ te przepisy.

Równolegle z Wilg¹ 35 powsta³a odmiana samolotu z silnikiem Continental, oznaczona najpierw jako Wilga 3C, a p³óźniej Wilga 32. Poniewa³ emig³o Mc Cauley zastosowane do napêdu ma mniej s¹rednicê ni³ emig³o od silnika AI-14R, zaistnia³a mo³liwo¹ zastosowania do tego samolotu podwozia obni³onego o 0,26 m. Oprócz innych zalet u³atwiony zosta³ również dostêp do czteroosobowej kabiny. Prototyp wyposa³ono w I etapie prac w prowizoryczne podwozie i oznaczono Wilga 32X (rys. 272). Na maszynie tej przeprowadzono próby ko³owania i badania w ruchu po ziemi. Krótkonoga Wilga 32X



Rys. 272. Eksperymentalna Wilga 32X

była wystawiona również na 36 MTP w czerwcu 1967 r. Po zamianie podwozia na inne — obniżone podwozie od Wilgi 35, Wilga 32 ze znakami SP-PBN (rys. 273), została oblatana 12 IX 1967 r. przez pilota doświadczalnego Witolda Łukomskiego. Prototyp był napędzany silnikiem Continental O-470-L o mocy 169 kW (230 KM). Wilga 32 uzyskała świadectwo typu, razem z Wilgą 35, w dniu 31 III 1969 r. Samolot ten spełnia również warunki przepisów BCAR.



Rys. 2/3. Samolot Wilga 32, prototyp SP-PBN



Rys. 274. Wersja aeroklubowa Wilga 35A (fot. Andrzej Margała)

Pierwszymi zamawiającymi i odbiorcami samolotów Wilga 35 byli: Aeroklub PRL (rys. 274), Rumunia, Bułgaria, Węgry i Wenezuela. Z tego do Rumunii dostarczono w kwietniu 1969 r. 2 Wilgi 35, a następnie w 1970 r. jeszcze 6 maszyn w tej wersji. Bułgaria zakupiła w 1969 r. 3 Wilgi 35 w wersji aeroklubowej. W 1970 r. Węgrzy nabyli dwa egzemplarze, które na ich zamówienie wyposażono w dodatkowy zbiornik paliwa, zabudowany w miejscu tylnych foteli. W ten sposób uzyskano zwiększenie zasięgu do 1000 km. Maszyny te, ze znakami R-06 i R-07, używane są przez węgierski Zarząd Kontroli Ruchu Lotniczego i służą do patrolowania obszaru w rejonie Balatonu. W styczniu 1970 r. sprzedano jedną Wilgę 35 Wenezeli, a nieco później w tym samym roku dostarczono 6 sztuk Wilgi 32 w wersji aeroklubowej do Indonezji. Lotnictwo sportowe NRD zakupiło 6 Wilg w 1971 r. W następnym roku dostarczono 19 Wilg 35 w wersji 31-cznikowej dla Egiptu, ponadto pojedyncze egzemplarze sprzedano do Francji i Wielkiej Brytanii. Pierwsza angielska Wilga 35A G-AZYJ była zakupiona w 1971 r. przez Worcester Gliding Club, drugą G-BCIC dostarczono w 1974 r. przedsiębiorstwu Datrade Ltd. W tym okresie dostarczono również 3 Wilgi do Czechosłowacji, a od pierwszego półroczia 1974 r. rozpoczęto dostawę pierwszej partii dla masowej organizacji radzieckiej DOSAAF. Następnie sprzedano kilka Wilg 35 do Austrii, Hiszpanii, RFN, Stanów Zjednoczonych A.P. i Szwajcarii. Szwajcarska Wilga 35A ze znakami HB-EZG została zakupiona przez szkołę lotniczą Eichenberger AG w Buttwil. Maszyna zgodnie z zaleceniami organów ochrony środowiska otrzymała specjalnie opracowany tłumik, który wycisza dźwięk silnika do około 67 dB. Odpowiada to hałasowi, jaki czyni wózek inwalidzki. Prasa szwajcarska określiła Wilgę jako najbardziej cichy samolot holujący na wiecie. Ostatnio większą partię Wilg sprzedano do Kanady.



Rys. 275. Samolot dyspozycyjny Wilga 35P (fot. PHZ PEZETEL)

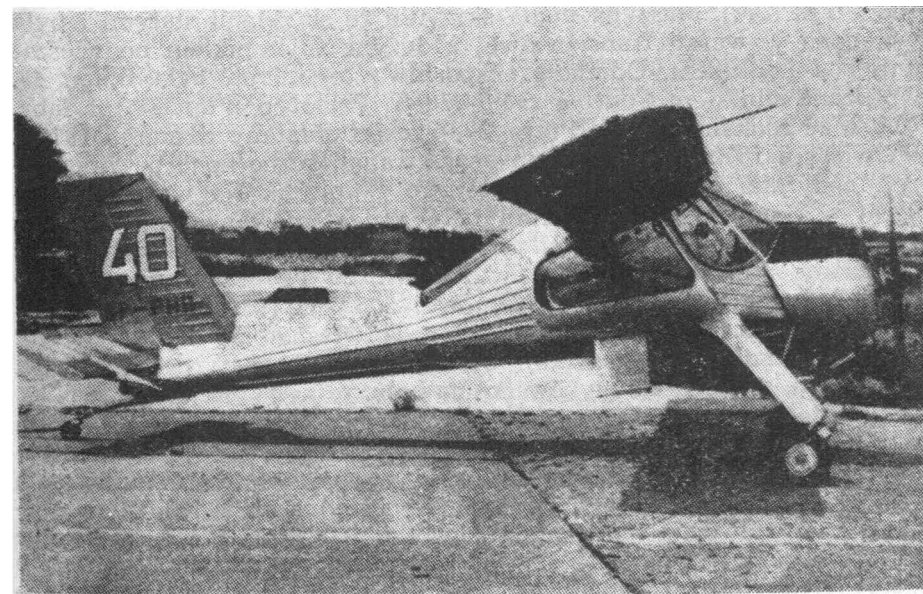
Formalności homologacyjne załatwiane są na następnych rynkach w Holandii, Turcji i we Włoszech. W kraju, oprócz aeroklubów, szereg przedsiębiorstw i organizacji gospodarczych nabyło Wilgi 35 w wersji pasażersko-transportowej, np. Odlewnie Radomskie nabyły egzemplarz SP-NWA, Gazobudowa Zabrze SP-NKA, WSK Warszawa Okęcie SP-WEA itd. (rys. 275).

Wilgi były wielokrotnie prezentowane na wystawach, targach i specjalnych pokazach. W kwietniu i maju 1974 r. Wilga 35 SP-WDB wystawiona była obok motoszybowca Ogar na Wystawie Lotniczej w Hanowerze. Dwa miesiące później w lipcu 1974 r. Wilga 35 SP-WOL była eksponowana na Polskiej Wystawie Gospodarczej w Moskwie. Wilga brała również udział w największej imprezie lotniczej tego typu — 31 Salonie Lotniczym i Kosmicznym zorganizowanym od 30 V do 8 VI 1975 r. w Paryżu. Jak poprzednio, tak i tutaj, wystawcą było PHZ Pezetel, a prezentowany egzemplarz SP-WEZ zademonstrowano także w locie: holował on szybowiec Jantar, który po wyczepieniu i wykonaniu ewolucji lądował przed trybunami.

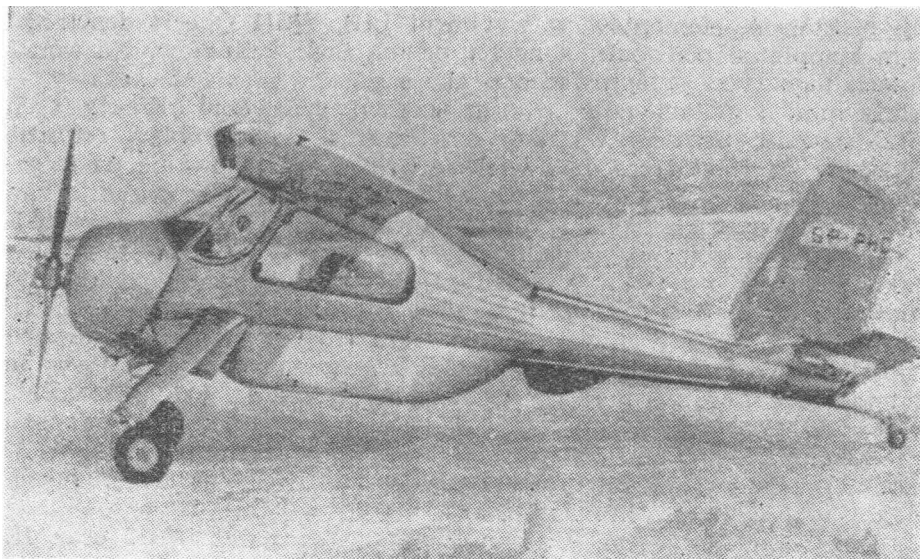
Największą popularność za granicą zdobyły Wilgi w Indonezji. Produkowane w zakładach LIP Nurtanio w Bandungu, jako PZL-104 Gelatik, są używane na wyspach indonezyjskich do szkolenia pilotów, holowania szybowców, do lotów szkoleniowych i patrolowych przez lotnictwo wojskowe oraz lotów dyspozycyjnych przez lotnictwo cywilne. Od 1972 r. znalazły szerokie zastosowanie jako samoloty rolnicze. Po zakończeniu produkcji PZL-104 Gelatik, stanowiłych odpowiednik Wilgi 2, uruchomiono serię zmodyfikowanej wersji Wilgi 32, oznaczonej jako Lindpur Gelatik 32. Do czasu uruchomienia produk-

cji niektórych elementów w wytwórni LIP, WSK Okęcie dostarczała tam kompletne podwozia, a nawet pewną ilość kadłubów. Na samolotach tego typu przeprowadzono akcje przeciwko pladze szkodliwej — olbrzymim konikom polnym oraz żukowi ryżowemu. Efekty tych przedsięwzięć przeszły wszelkie oczekiwania, robiąc dobrą reklamę indonezyjskiej Wildze. Coraz większe było zapotrzebowanie na interwencję ze strony lotnictwa w walce ze szkodnikami dziesiętkującymi plony rolników. Potrzeba wydłużenia zasięgu PZL-104 Gelatik spowodowała, że zbiorniki chemikaliów wykorzystywano do przelotów jako zbiorniki na paliwo, przedłużając czas lotu o 5 godzin. Pod kierownictwem polskich inżynierów zatrudnionych w zakładach LIP powstała w 1973 r. unikalna aparatura do wywoływania deszczu zabudowana na Gelatiku. Efektywność tego urządzenia wypróbowano latem 1973 r. w rejonie logyarky, gdzie susza dawała się szczególnie we znaki tamtejszym rolnikom. W 1975 r. zakończono w Indonezji produkcję licencyjną samolotów Gelatik 32 po wykonaniu serii 39 sztuk, przewidując jednak w przyszłości możliwość wznowienia produkcji tych użytecznych maszyn.

Prace nad rozwojem Wilgi prowadzone są przez WSK oraz IL, bez przerwy. W 1969 r. zbudowano kolejną udoskonaloną wersję Wilga 40, której konstruktorem jest mgr inż. B. Turakowski. Pierwszy prototyp, nr fabr. PR090, ze znakami SP-PHB (rys. 276), został oblatany 12 VII 1969 r. Pełny cykl prób zakończono w połowie maja 1971 r. Nowa Wilga 40 odznaczała się wzmocnionym płatem ze zautomatyzowanymi skrzydłami, przy czym kąt nastawienia skrzydła wynosił 12° (w Wildze 35 — 8°). Zwiększono także wznios do 2°. Samolot otrzymał poziome usterzenie pływowe oraz zbiorniki paliwa o zwiększonej pojemności do 300 dm³ (w Wildze 35 — 195 dm³), co pozwalało na zwiększenie zasięgu do 1100 km (Wilga 35 — 680 km). Wzrosła



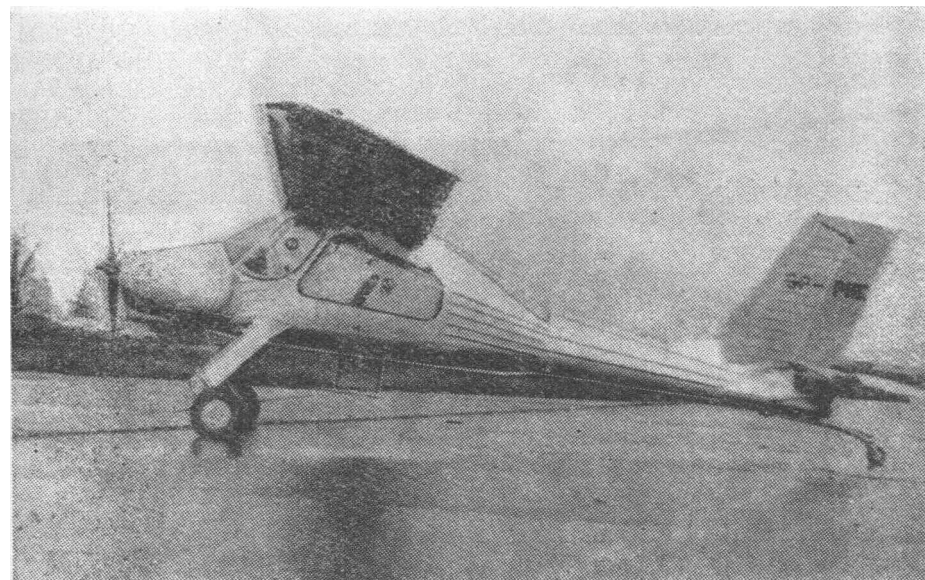
Rys. 276. Samolot Wilga 40, pierwszy prototyp SP-PHB



7. Samolot Wilga 40 SP-PHC, drugi prototyp w wersji transportowej

również masa użyteczna, masa całkowita Wilgi 40 wynosiła 1400 kg. Napęd samolotu nadal stanowił silnik PZL AI-14R lub PZL AI-14RA (o zwiększonej żywotności) i nowo opracowane śmigło US-123 (Wilga 35 US-122), którego śopaty wykonane są z tworzyw sztucznych. Docelowo przewidziano zastosowanie śmigła US-124 o podwyższonej sprawności. Zmieniono nieco instalację silnikową, osłony silnika i żaluzje regulujące wlot powietrza chłodzącego. W marcu 1970 r. został oblatany drugi prototyp Wilgi 40, nr fabr. PR091, z rejestracją SP-PHC (rys. 277). Maszyna miała skrzydło ze skrzelami stałymi i była wykonana w wersji transportowej z dużym pojemnikiem podwieszanym pod kadłubem. Odmianą eksportową tej wersji była Wilga 43, napędzana silnikiem Continental 0-470-K. Prototyp Wilgi 43, nr fabr. PR092, ze znakami SP-PHE (rys. 278), został oblatany w marcu 1970 r. W kwietniu 1972 r. opracowano projekt analityczno-koncepcyjny dalszej modyfikacji samolotu, oznaczonego Wilga 45. Na wystawie lotniczej w Hanowerze w kwietniu 1974 r. reklamowana była odmiana oznaczona PZL-104 Turbo-Wilga 35M. Samolot w tej wersji ma być napędzany silnikiem turbośmigłowym Allison 250-B15 o mocy startowej 243 kW (330 KM) i przelotowej 206 kW (280 KM). Prędkość przelotowa ma wynosić 230 km/h, masa własna 750 kg, użyteczna 650 kg. Samolot w tej wersji zyskuje znaczny przyrost prędkości wznoszenia, zwłaszcza z szybowcem na holu.

; Niezależnie od szeroko zakrojonych przedsięwzięć mających na celu dokonanie znacznych zmian zarówno w konstrukcji, jak i w wyposażeniu, nadal prowadzone są prace wycinkowe nad modyfikacją i unowocześnieniem Wilgi 35. W ramach tych opracowań przeprojektowano podwozie wzmacniając jego konstrukcję i stosując nowe koła, amortyzatory i hamulce. Zastosowano ogumienie balonowe 500 X 200 (dotychczas 500 X 150), przez to lepiej przystosowano samolot do lądowania w terenie przygodnym — w błocie lub na piasku.



8. Samolot Wilga 43, wariant eksportowy z silnikiem paskim Lycoming

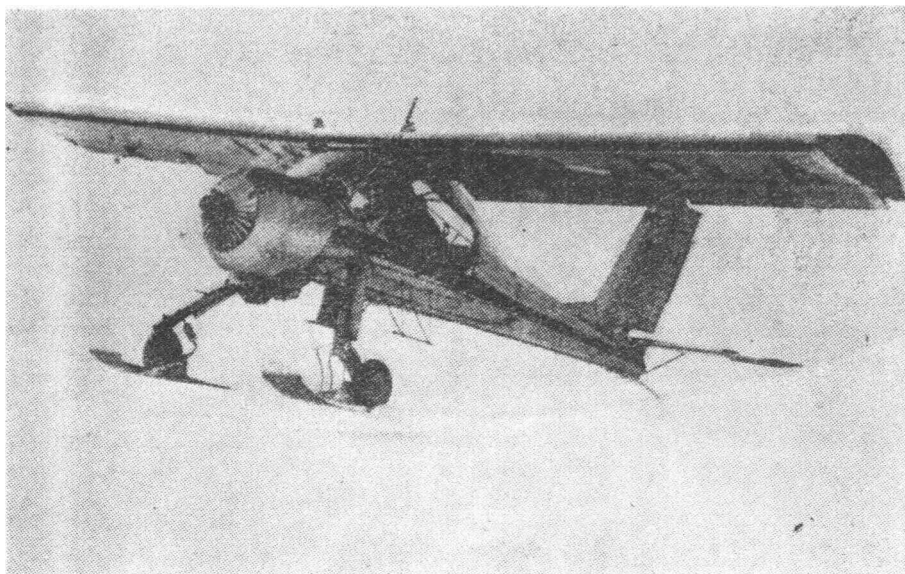
Wprowadzono przy tym opony bezdętkowe, niskociśnieniowe 1,5 atm, produkcji Stomilu w Poznaniu. W piastach zastosowano bardziej skuteczne hamulce tarczowe. W elastycznej goleni zbudowano nowy dwustopniowy amortyzator gazowo-hydrauliczny z komorami napełnianymi azotem,

W podwoziu tylnym zastąpiono dotychczas stosowaną drugą goleń ze szkła epoksydowego przez krótki wysięgnik końca tylnego z amortyzatorem olejowo-gazowym.

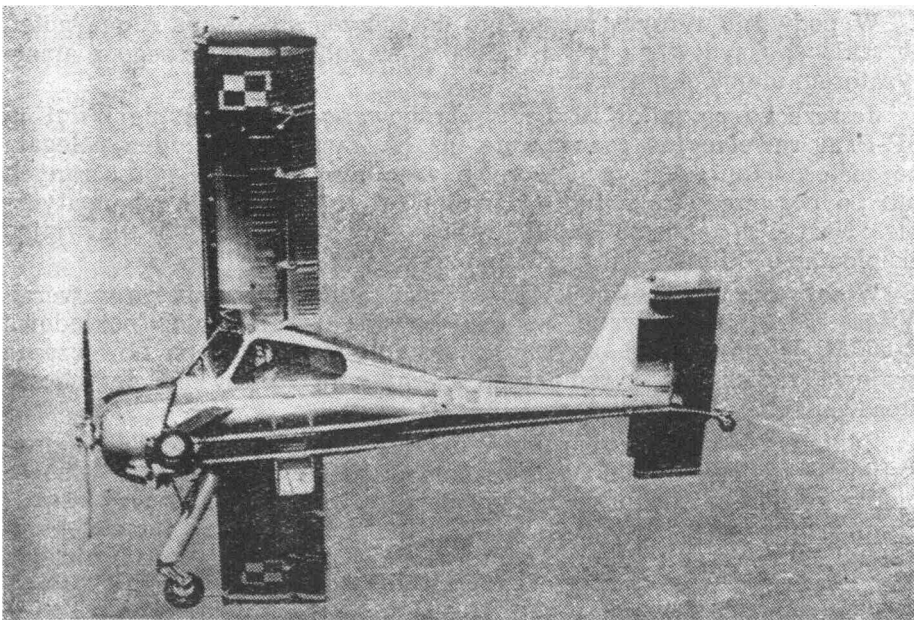
Jeszcze na początku 1970 r. wypróbowano na prototypie Wilgi 35 SP-PLA rewelacyjne rozwiązanie inż. T. Zwanickiego. Idea polegała na zastosowaniu nart zawieszonych wspólnie z kołami, opuszczanych lub podnoszonych za pomocą dźwigników, napędzanych pneumatycznie. Narty są obecnie produkowane seryjnie, znacznie ułatwiając eksploatację Wilgi 35 w warunkach zimowych (rys. 279).

W zakresie modernizacji wyposażenia radionawigacyjnego w wersji Wilga 35A zastosowano zmodyfikowaną radiostację pokładową R-800M. W najbliższej przyszłości zostanie wprowadzona nowoczesna krajowa radiostacja i radiokompas, znacznie lżejszy od dotychczas stosowanych.

Zakład Doświadczalny przy WSK Okęcie opracowuje dalszą modyfikację mającą na celu zwiększenie udźwigu przez ogólne wzmocnienie konstrukcji, dopuszczającą masę w locie 1500 kg, przy współczynniku $m = 3,8$. Zwiększenie udźwigu pozwoli także na zwiększenie pojemności zbiorników paliwa, zapewniając zwiększenie zasięgu do około 1100 km. Projekt ten stanowi kontynuację idei Wilgi 45. Specjalnie dla odbiorców kanadyjskich opracowano wariant różniący się wyposażeniem i zmianami konstrukcji płatowca. Ponadto wykonano wersję wodną Wilga 35H na kanadyjskich pływakach CAP-



Rys. 279. Samolot Wilga 35 z podwoziem wyposażonym w narty



Rys. 280. Pokaz samolotu Wilga 35. przeznaczonego dla lotnictwa wojskowego (fot. CAF)

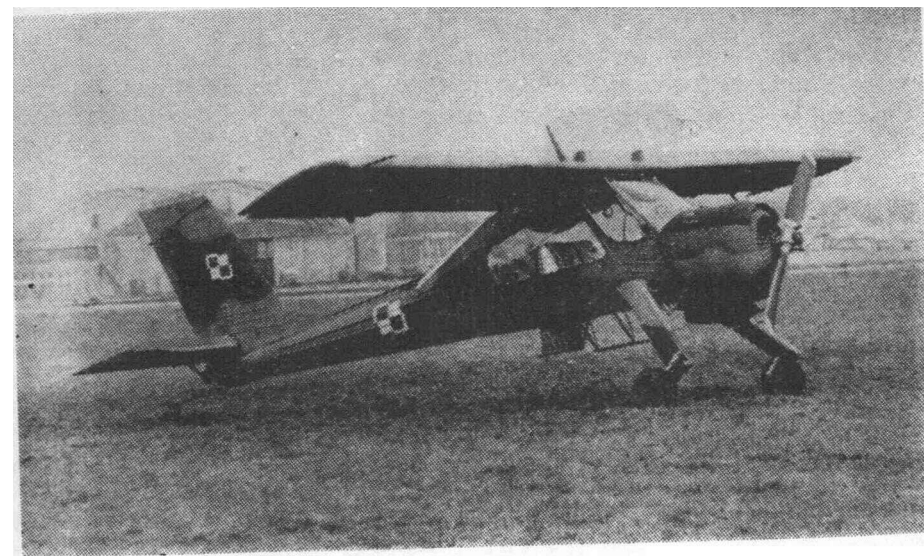
-300E. Samolot ten ze znakami SP-WBK zosta³ oblatany w Kanadzie 31 X 1979 r.

Ostatnio du²e mo²gliwo²ci modyfikacji stwarza uruchomienie w WSK licencyjnej produkcji ameryka²skich silnikow² p³askich *Franklin*, otwieraj¹cych dalsze perspektywy rozwoju tego popularnego samolotu.

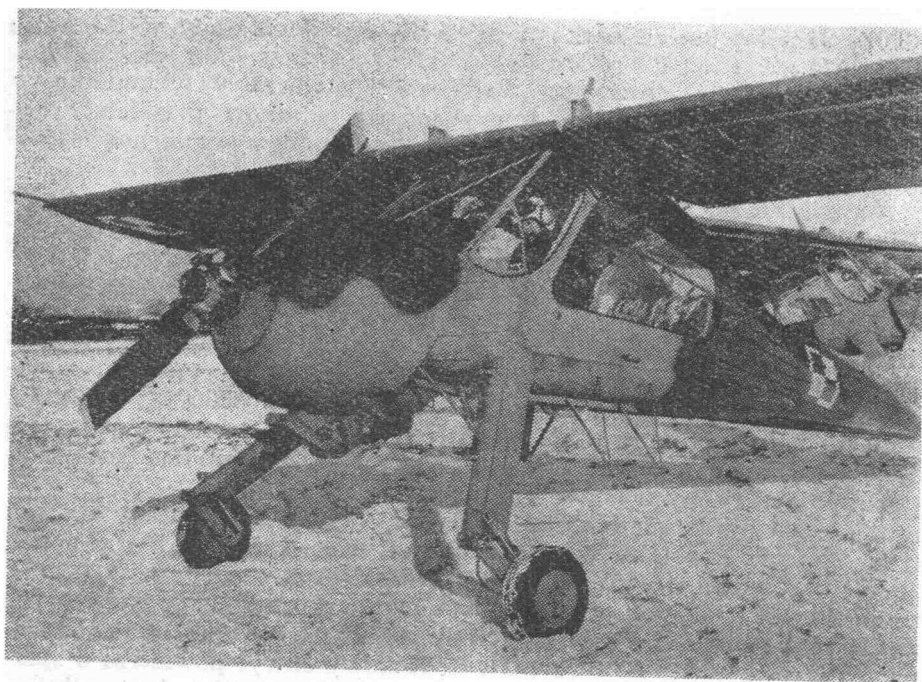
Latem 1971 r. zademonstrowano po raz pierwszy w WSK Ok²cie Wilg¹ 35 z szachownicami (rys. 280). Jednocze²nie pokazano dla porownania w³aciwo²ci lotnych jednoczesny start i l¹dowanie Wilgi 32 i Wilgi 35. Na pocz¹tku 1972 r. wprowadzono do wyposaz²enia jednostek lotnictwa wojskowego Wilgi 35 w wersjach ³¹cznikowo-transportowej i sanitarnej. PZL-104 Wilga 35P (rys. 281) przeznaczona jest do przewozu os²ob oraz do lotow² ³¹cznikowych i transportowych. Samolot, oprócz pilota, zabiera trzech pasazerow² lub 300 kg ³adunku, o maksymalnej obj²eto²ci 2,2 m³. Za³adowanie na pok³ad umo²gliwiaj¹ du²e drzwi o wymiarach 1,5 X 1,0 m. (rys. 282). Samolot jest przystosowany do nocnych lotow².

PZL-104 Wilg¹ 35S s³u²zy do transportu 2 chorych na noszach oraz lekarza. Specjalne wyposaz²enie tej wersji sk³ada si¹ z noszy, aparatu tlenowego, kroplow²ki, apteczki oraz podr²ecznej walizki z narz²edziami lekarskimi, umo²gliwiaj¹cymi dokonanie podstawowych zabiegow² na pok³adzie maszyny. Kabina jest ogrzewana i przewietrzana. Wojskowa Wilga 35 otrzyma³a dodatkowy chwyt powietrza o sp³aszczonej konfiguracji, umieszczony na g²ornej partii os²ony silnika. P²o²niej na pozosta²ych cywilnych egzemplarzach row²nie²z wprowadzono te² zmian²e.

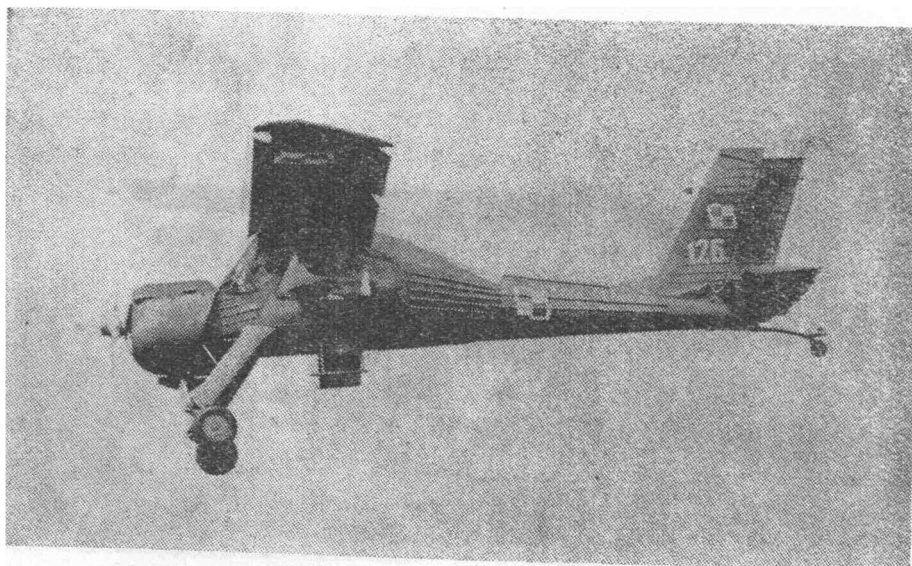
³¹cznikowe Wilgi 35P, pokryte efektownym kamuflaz²em, pokazane by³y na wystawie w Mielcu, zorganizowanej z okazji XXV-lecia Przemys³u Lotniczego PRL i trwaj¹cej od 28 V do 4 VI 1972 r. Natomiast na Centralnej Wojskowej Wystawie Wynalazczo²ci i Racjonalizacji w Warszawie we wrze²niu i pa²dydzierniku 1973 r. zademonstro-



Rys. 281. Wilga 35P w wersji ³¹cznikowej (fot. PHZ PEZETEL)



Rys. 282. Przód i kabina samolotu ³¹cznikowego Wilga 35 (fot. PHZ PEZETEL)



Kys. 283. Wojskowa Wilga 35P w locie na małej wysokości (fot. PHZ PEZETEL)

wano m.in. samolot Wilga 35 z trzema antenami na płacie, s³u¹cy jako retranslator UKF do dowodzenia samolotami na ma³ych wysokościach lotu. Zabudowana na pok³adzie aparatura typu *Neptun* pozwala na znaczne zwiększenie zasięgu współpracuj¹cych radiostacji stacjonarnych (rys. 283).

Produkcja Wilg 35 nadal trwa, a zainteresowanie tym udanym samolotem wzrasta, co wskazuje, że będzie mia³ d³ugi żywot. Do końca 1979 r. wyprodukowano w WSK Okęcie ponad 500 Wilg we wszystkich wersjach, przy czym na stosunkowo niewielk¹ ilo³ produkowanych od 15 lat maszyn mia³y wp³yw likwidatorskie tendencje w stosunku do przemys³u lotniczego, występuj¹ce pod koniec lat sze³edziesi¹-tych. W tym okresie zamierzano bowiem wstrzymać produkcję samolotów w WSK Okęcie, a zak³ad przekwalifikować w wytwórnię narzędzi. Zamiar na szczęście nie zosta³ zrealizowany. Samolot w latach sze³edziesi¹tych by³ produkowany w seriach po 15 sztuk. Ostatnie serie liczy¹ 50 do 100 sztuk, a pięćsetna Wilga przeznaczona by³a na eksport do Zwi¹zku Radzieckiego.

Obecnie samoloty Wilga 35 w róż¹nych wersjach w coraz większym stopniu zastępuj¹ wys³u¹żone *Jak-12M* i *A* zarówno w lotnictwie woj¹skowym, jak i cywilnym. Maszyny te będą w najbliższym czasie stanowi³y podstawowe wyposażenie lotnictwa ³¹cznikowego, s³u¹ż¹c również do innych celów specjalistycznych, w róż¹nych wersjach, pozwalaj¹cych na wykorzystanie w pełni wszystkich cech tej uniwersalnej maszyny.

Przeznaczenie, konstrukcja, wyposażenie

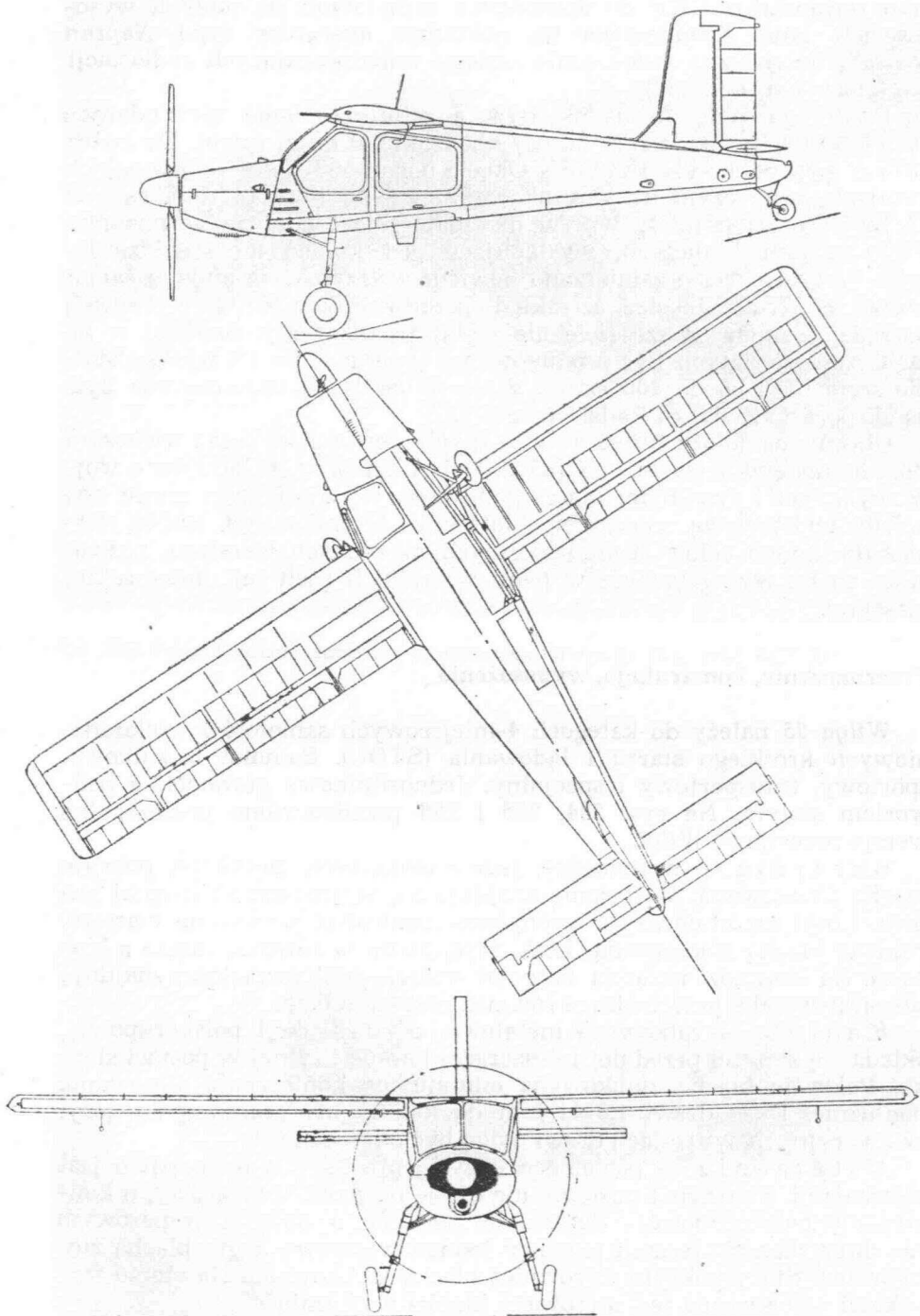
Wilga 35 nale³ży do kategorii 4-miejscowych samolotów wielozadaniowych krótkiego startu i l¹dowania (STOL). Samolot ³¹cznikowy, sportowy, transportowy i specjalny. Jednosilnikowy górnop³at z podwoziem sta³ym. Na rys. 284, 285 i 286 przedstawiono poszczególne wersje rozwojowe Wilgi.

Skrzyd³a — wolnono³ne, jednod³wigarowe, metalowe, pokryte blach¹ ż³obkowan¹. W kesonie znajduj¹ się wyjmowane zbiorniki paliwa. Lotki szczelinowe — wychylane róż¹nicowo, wywa³żone masowo, pokryte blach¹ ż³obkowan¹. Lotki wychylane s¹ również razem z klapami. Na krawędzi natarcia skrzyde³ wzd³u¹ż ca³ej rozpiętości znajduj¹ się skrzela sta³e, przechodz¹ce również nad kad³ubem.

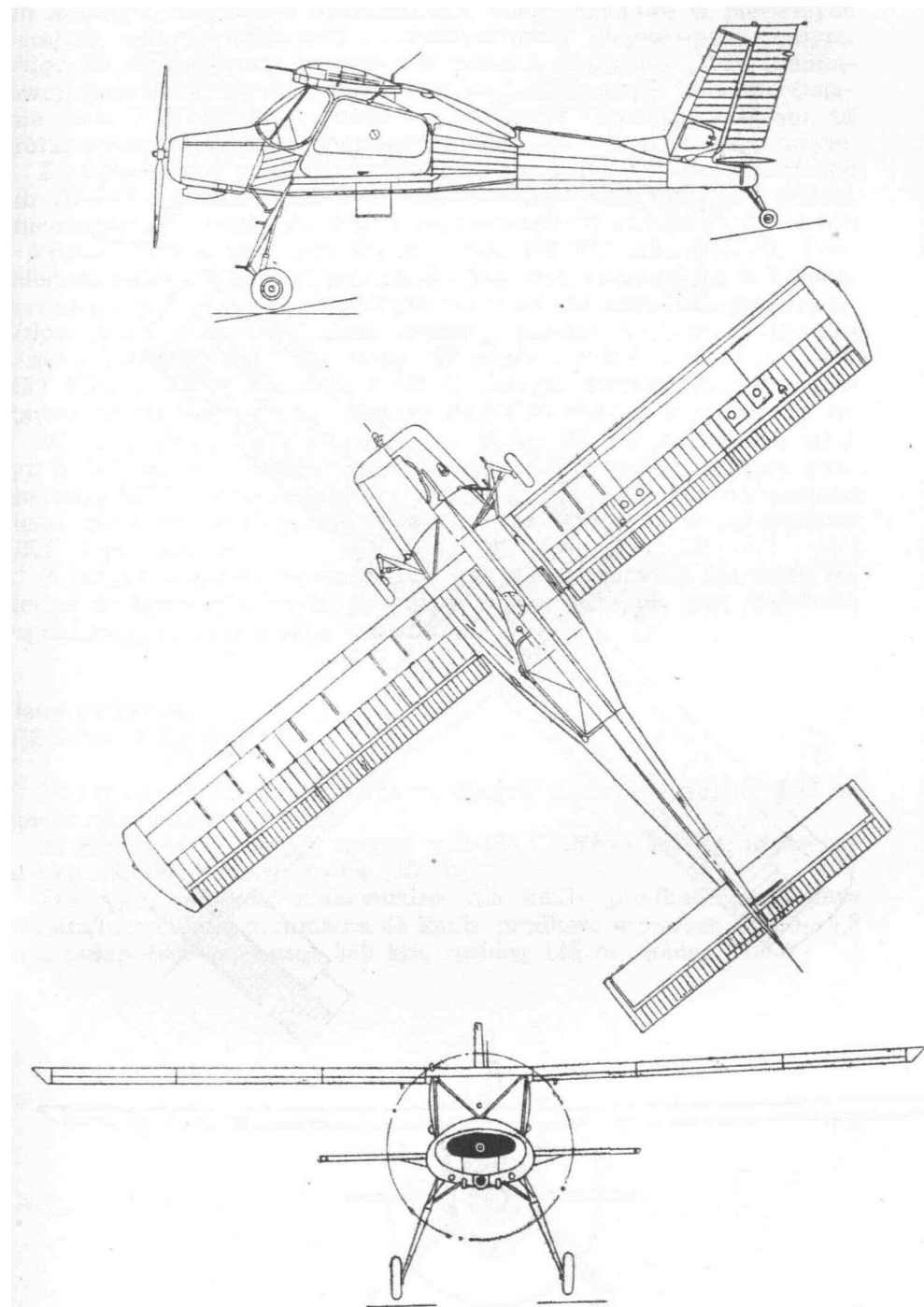
Kad³ub — ca³kowicie metalowy, o konstrukcji p³ó³korupowej, składa się z części przedniej mieszcz¹cej kabinę i tylnej w postaci sto³ka. Pokrycie blach¹ ż³obkowan¹ eliminuj¹c¹ konieczno³æ stosowania pod³u¹żnie. Du³e drzwi 1,5X1,0 m do kabiny otwierane s¹ do góry. W awaryjnych sytuacjach drzwi mog¹ być odrzucane.

Usterzenie — poziome o obrysie prostok¹tnym podparte jest zastrza³ami. Statecznik poziomy nie dzielony, jednod³wigarowy, o konstrukcji p³ó³korupowej. Usterzenie pionowe o obrysie trapezowym ma du³y skos. Statecznik pionowy jednod³wigarowy kryty blach¹ ż³obkowan¹. Stery pokryte s¹ również blach¹ ż³obkowan¹. Na sterze wysoko³ci umieszczona jest sterowana klapka wywa³żaj¹ca.

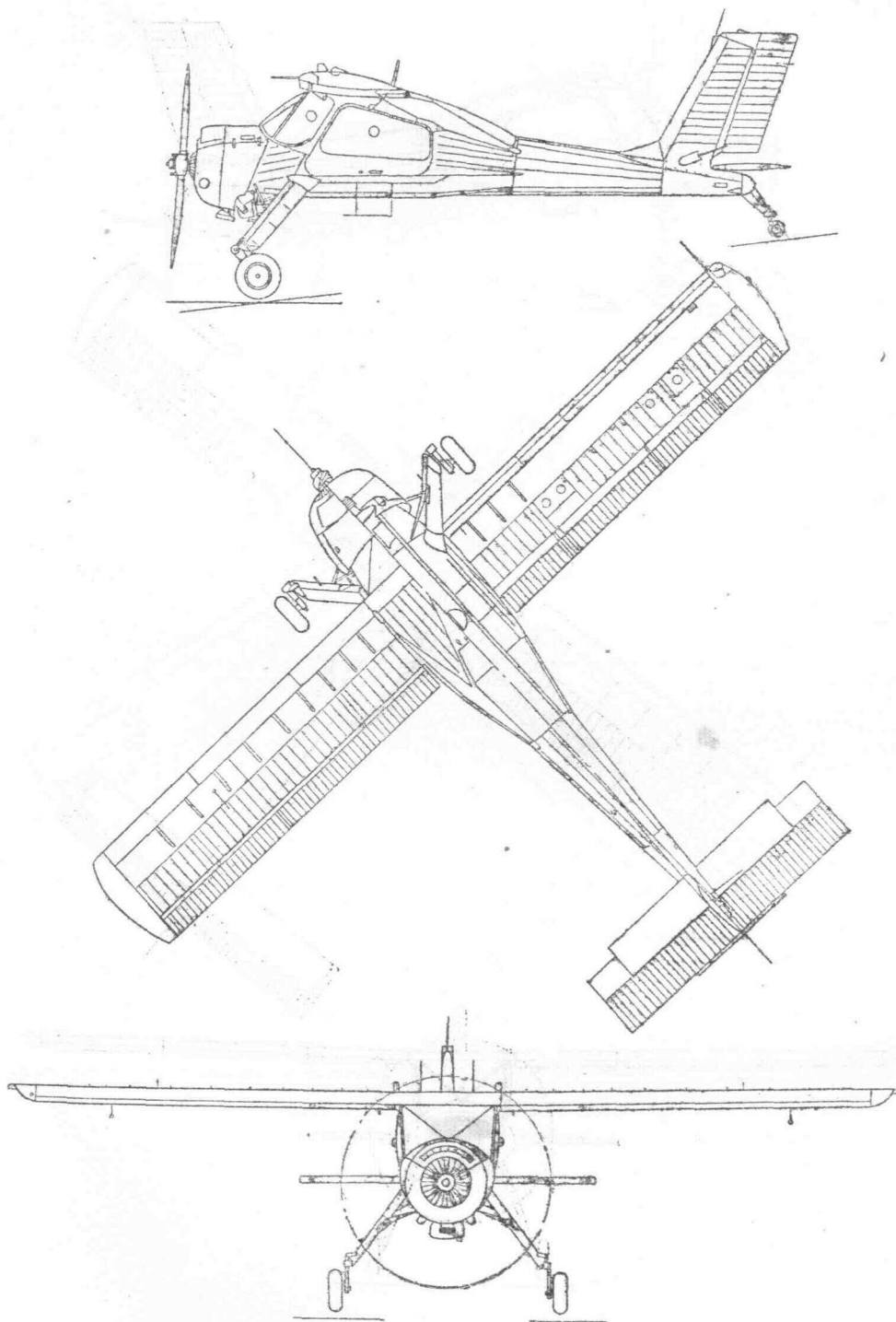
Podwozie — sta³e dwupodporowe z k³ó³kiem ogonowym. Podwozie g³ówne p³ó³wolnono³ne z wahaczem. Amortyzatory — olejowo-powietrzne lub olejowo-gazowe. Piasty k³ó³ maj¹ hamulce szczękowe



Rys. 284. Sylwetka samolotu PZL-104 Wilga 1



Rys. 285. Sylwetka samolotu PZL-104 Wilga 2C



Rys. 286. Sylwetka samolotu PZL-104 Wilga 35P

lub tarczowe, napędzane hydraulicznie. Kółko ogonowe w pierwszych wersjach było z wahaczem i amortyzatorem olejowo-powietrznym. Wilga 35 ma podwozie ogonowe w postaci sprężystej pręgi laminatowej, sterowanej wychyleniami orczyka i zakończonej kółkiem. Ostatnie serie Wilgi 35 mają zmienione podwozie tylne. Zastosowano tu krótki wysięgnik kółka ogonowego z amortyzatorem olejowo-gazowym.

Zespół napędowy — Wilga 35 ma silnik gwiazdowy AI-14R lub AI-14RA o mocy startowej 191 kW (260 KM). Rozruch silnika pneumatyczny. Śmigło dwułopatowe, nastawne, drewniane US-122 lub o łopatkach z tworzyw sztucznych typu US-123 albo US-124. Dwa zbiorniki paliwa, o łącznej pojemności 195 dm³, mieszczą się w kesonie skrzydła i połączone są wspólnym wlewem do instalacji paliwowej. Wilga C ma 6-cylindrowy silnik rzędowy, pręski Continental O-470-13A o mocy 166 kW (225 KM), Wilga 32 silnik O-470-L o mocy 169 kW (230 KM), a Wilga 43 silnik O-470-K. Śmigło dwułopatowe, samonastawne metalowe typu Mc Cauley 2A34C50-90A2 o średnicy 2,2 m.

Wyposażenie radiowe — Wilga 35 ma radiostację UKF typ R-860 lub R-860M oraz radiokompas ARK-9, współpracujący z radiostacją UKF i umożliwiający prowadzenie samolotu bez widoczności ziemi. Niektóre egzemplarze Wilgi 35 wyposażone są w retranslator UKF typu Neptun.

Z innych urządzeń wyposażenia specjalnego samolot ma silny reflektor do lądowania, znajdujący się w lewym skrzydle oraz rakietnicę sygnalizacyjną umieszczoną w kadłubie.

Dane techniczne

(PZL-104 Wilga 35P)

Wymiary: rozpiętość 11,14 m, długość 8,10 m, wysokość 2,94 m, powierzchnia nośna 15,5 m².

Masy: własna 820 kg, własna z R-860 i ARK-9 861 kg, użyteczna 410 kg, całkowita maksymalna 1230 kg.

Osłogi: prędkość maksymalna 205 km/h, prędkość przelotowa 173 km/h, prędkość minimalna 65 km/h, prędkość wznoszenia 5,25—6,3 m/s, pułap 4300 m, zasięg 680 km, rozbieg 125 m, dobieg 210 m.

INNE SAMOLOTY I STATKI POWIETRZNE

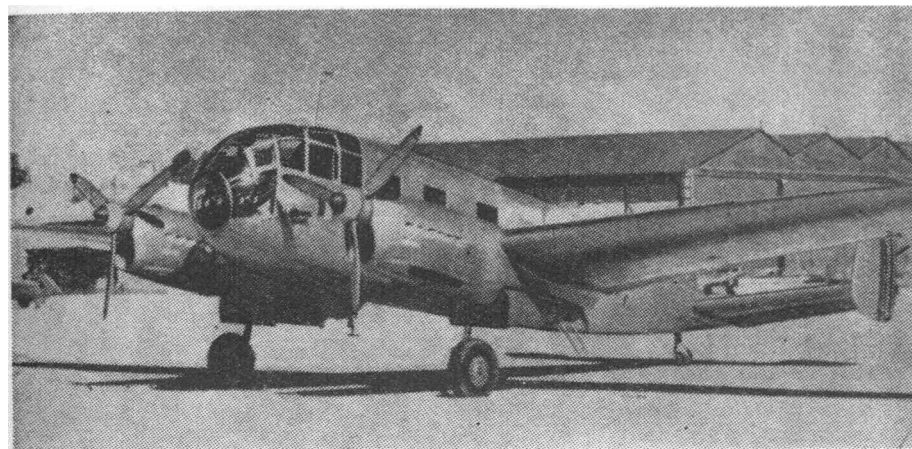
NORD NC-701

Znana firma lotnicza Siebel wypuściła w 1942 r. nowy wielozadaniowy samolot Si 204, stanowiący wariant rozwojowy dwusilnikowej maszyny komunikacyjnej Siebel Fh 104A. Pierwszy prototyp w wersji komunikacyjnej Si 204A1 został oblatany w 1942 r. W 1943 r. opracowano wersję D1, którą przystosowano dla potrzeb lotnictwa wojskowego z przeznaczeniem do szkolenia, transportu i zadań szkieletowych. Si 204D stanowi następce przestarzałego FW 58 Weihe i jako samolot szkolny mógł zabierać na pokład 2 członków załogi, 5 uczniów i niewielki ładunek bomb. W odróżnieniu od poprzednich, wersja ta odznaczała się kopulastym, bogato oszklonym przodem kadłuba. Samolot szkolny miał dwuster oraz rozbudowaną aparaturę radionawigacyjną. Kilka egzemplarzy wyposażono w radar dla szkolenia załóg myśliwców nocnych Ju 188 i He 219.

Produkcję seryjną maszyn tego typu uruchomiono w wytwórniach lotniczych krajów okupowanych — we Francji i w Czechosłowacji.

Do końca wojny wypuszczono tam odpowiednio 168 i 1009 sztuk, zasilając nimi szkoły i jednostki lotnictwa pomocniczego. Po wojnie produkcję kontynuowano w wytwórni Aero w Pradze, gdzie wypuszczono jeszcze 172 egzemplarze pod oznaczeniem C-3, C-3B i C-103. Również we Francji wytwórnie należały do zjednoczenia SNCAC podjęły po wojnie produkcję samolotów Si 204D pod oznaczeniem Nord NC-701 i Word NC-702 Martinet — ta ostatnia wersja przeznaczona była dla lotnictwa cywilnego. Maszyny były zmodernizowane w wytwórniach francuskich i miały kilka zmian w stosunku do pierwotnego. Między innymi zwiększono pojemność kabiny pasażerskiej przez przedłużenie kadłuba o 1 m. Zamiast śmigła Argus stosowano śmigła Ratier, zmieniono wyposażenie, instalacje itd. Ogółem wyprodukowano tam po wyzwoleniu 350 maszyn tego typu, z czego znaczna część przeznaczono na eksport. Samoloty cieszyły się dobrą opinią wśród użytkowników. Ostatnie egzemplarze były użytkowane jeszcze w drugiej połowie lat 60-tych (rys. 287).

Na przełomie 1946/47 r. PLL LOT zakupiły we Francji 7 samolotów typu NC-701, z czego 6 maszyn było fabrycznie nowych, wyprodukowanych w 1947 r. z serii 33/34, a jeden, starszej produkcji, przeznaczony na części zamienne. Po odbiór maszyn wyjechała w



Rys. 287. Samolot Nord NC-701

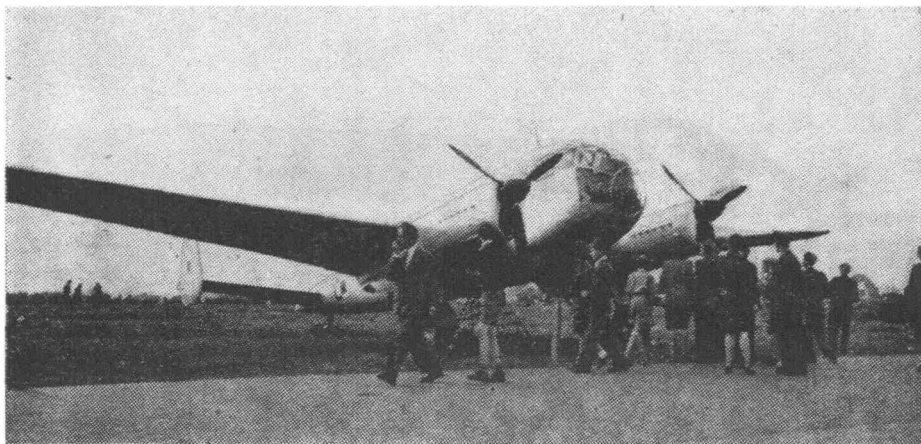


Rys. 288. Pierwszy aerofotogrametryczny NC-701 ze znakami SP-LFA

kwietniu ekipa złożona z członków personelu latającego i technicznego. Samoloty odbierano w wytwórni Societe Nationale de Constructions Aeronautiques du Centre w Bourges. Samoloty w barwach francuskich* dostarczono lotem na Okęcie w maju i czerwcu 1947 r. Pierwszy odebrano w Warszawie 8 maja i zarejestrowano 13 maja. Dostarczone samoloty NC-701 otrzymały następujące znaki rejestracyjne: SP-LFA (nr fabr. 185), (rys. 288), SP-LFB (nr 227), SP-LFC (nr 228), SP-LFD (nr 230), SP-LFE (nr 231), SP-LFF (nr 232).

Nowy samolot NC-701 przedstawiono publiczności podczas obchodów Święta Lotnictwa na lotnisku mokotowskim w Warszawie w

* Znaki rozpoznawcze były namalowane łatwo zmywalną farbą.



Rys. 289. Wojskowy NC-701 na wystawie lotniczej, Okęcie 5 IX 1948 r. (fot. WAF)

dnia 17 IX 1947 r. Nordy przeznaczono do celów aerofotogrametrii, wykonywanej wówczas przez wydział aerofoto PLL LOT. Rok później 15 V 1948 r. maszyny zostały przekazane do dyspozycji lotnictwa wojskowego, gdzie utworzono Samodzielną Eskadrę Aerofotogrametrii i Rozpoznania Lotniczego. W dniu 5 września tego samego roku zaprezentowano NC-701 już w barwach wojskowych na wystawie sprzętu lotnictwa wojskowego zorganizowanej na Okęcie, z okazji kolejnego Dnia Lotnictwa (rys. 289). NC-701, znane pod popularną nazwą Siebel, były stosowane do fotogrametrii przez okres kilku lat. Fotografując z pokładów tych maszyn, przez szereg miesięcy, pas po pasie cała powierzchnia kraju, dokonano po raz pierwszy po wojnie kompletnej inwentaryzacji aerofotogrametrycznej Polski. Zdjęcia posłużyły do sporządzenia aktualnych planów topograficznych i map, mających wielkie znaczenie gospodarcze w życiu odbudowującego się kraju. W połowie lat pięćdziesiątych skasowano ostatnie maszyny tego typu, wskutek wyczerpania żywotności pilotów i wprowadzenia nowego sprzętu latającego konstrukcji powojennej bardziej przystosowanego dla potrzeb aerofotogrametrii.

' Przeznaczenie, konstrukcja i wyposażenie

Samolot aerofotogrametryczny, dwusilnikowy dolnopłat o konstrukcji półskorupowej całkowicie metalowej z podwójnym usterzeniem kierunku i chowanym podwoziem (rys. 290).

Skrzydła — jedynowigiarowe, wyposażone w klapy krokodylowe, napędzane mechanizmem elektrohydraulicznym. Lotki kryte płótnem.

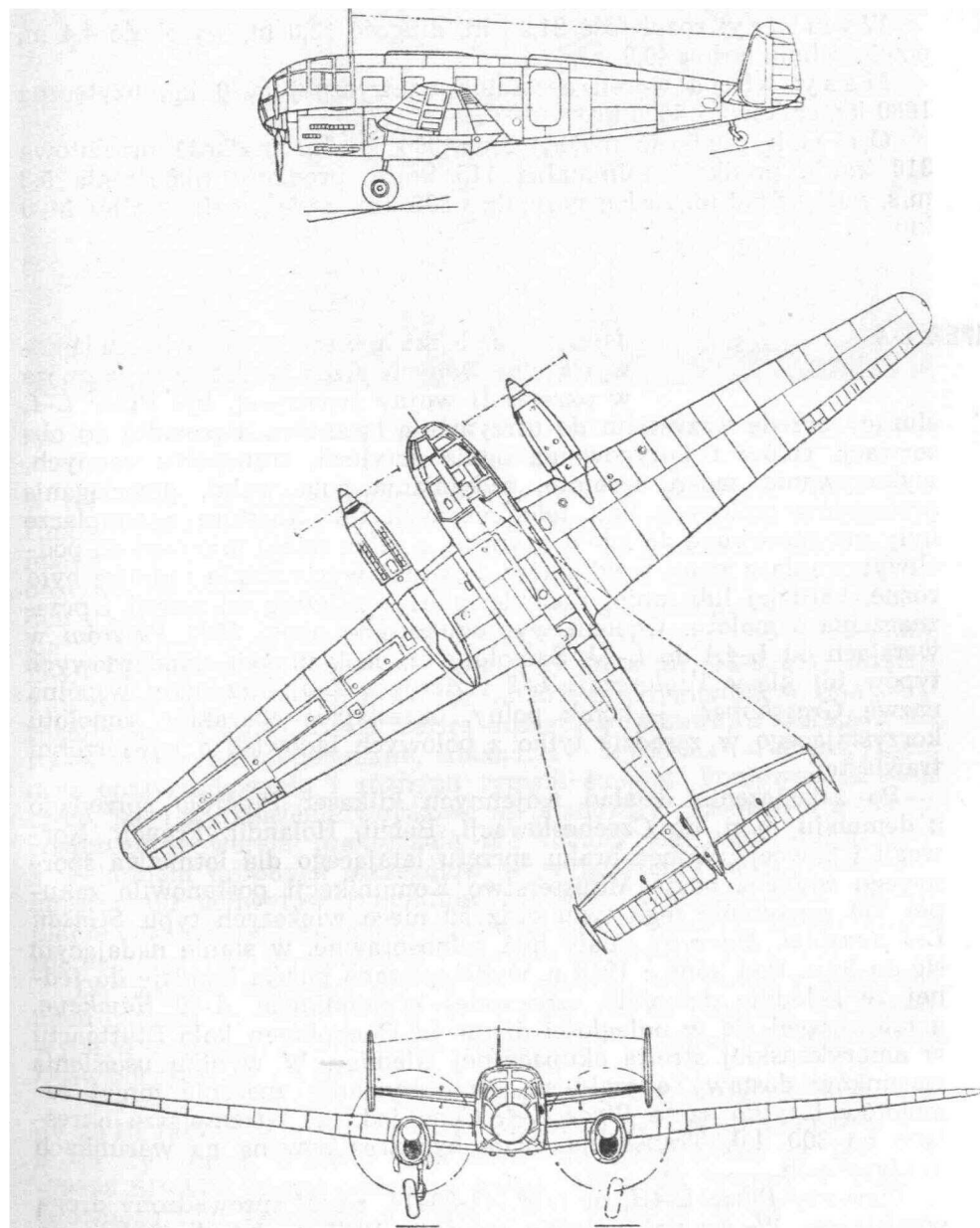
Kadłub — półskorupowy o przekroju zbliżonym do prostokątnego. Kabina załogi 2-miejscowa. W kabinie pasażerskiej zamocowana była aparatura aerofoto. Z tyłu znajdowała się wydzielona ciemnia dla materiałów fotograficznych. Drzwi wejściowe do kabiny znajdowały się z lewej strony kadłuba.

Usterzenie — kierunku podwójne. Ster kierunku miał kompensację rogów. Statecznik poziomy — przestawiamy. Pokrycie sta-

teczników blach, sterów — płótnem. Trymery z blachy duralowej, nastawiane elektrycznie.

Podwozie — chowane do tyłu w gondole silnikowej, wciągane elektrohydraulicznie. Koło ogonowe stałe.

Zespół napędowy — dwa silniki rzędowe, chłodzone powietrzem, w układzie odwróconego V, sprężarkowe, typ Renault — 12S-00 (produkowany we Francji Argus As-411AT) o mocy startowej



Rys. 290. Sylwetka samolotu Nord NC-701

427 kW (580 KM) i trwa³ej 287 kW (390 KM). Ęmig³a 3-³opatowe, metalowe, samoprzestawialne *Ratier* o Ęrednicy 2,65 m. Cztery zbiorniki paliwa o ³¹cznej pojemno³ci 860 dm³ mie³ci³y si³e w skrzyd³ach.

Wyposa³enie: aparatura aerofoto i silna radiostacja KF.

Dane techniczne

Wymiary: rozpi³eto³ 21,28 m, d³ugo³ 12,0 m, wysoko³ 4,4 m, powierzchnia no³na 46,0 m².

Masy: w³asna wersji aerofotogrametrycznej 3920 kg, u³yteczna 1680 kg, ca³kowita 5600 kg.

Osi¹gi: pr³ędko³ maksymalna 350 km/h, pr³ędko³ przelotowa 310 km/h, pr³ędko³ minimalna 115 km/h, pr³ędko³ wznoszenia 5,3 m/s, pu³ap 6400 m, zasi³ęg normalny 800 km, zasi³ęg maksymalny 1400 km.

PIPER L-4

Jednym z lekkich samolotów wielozadaniowych, stosowanych przez lotnictwo sojusznice w okresie II wojny Ęwiatowej, by³ *Piper L-4*,

s³u³ci³y przede wszystkim do utrzymania ³¹czno³ci, a ponadto do obserwacji celów i korygowania ognia artylerii, transportu rannych, wykonywania zada³ń aerofoto, zadymiania pola walki, przeci¹gania przewodów polowych linii telefonicznych itd. Niektóre egzemplarze by³y przystosowane do lotów nocnych, a kilka mia³o przyrz¹d do podchwytywania z ziemi meldunków. Równie³ wyposa³enie radiowe by³o r³o³ne, bardziej lub mniej rozbudowane — zale³nie od wersji i przeznaczenia samolotu. Og³em wyprodukowano oko³o 5500 *Piper*ów w wersjach od *L-4A* do *L-4J*. Samoloty te, obok innych standardowych typów tej klasy *Taylorcraft L-2* i *Aeronca L-3*, otrzyma³y wsp³oln¹ nazw³e *Grasshoper* — konik polny, okre³laj¹c¹ charakter samolotu korzystaj¹cego w zasadzie tylko z polowych l¹dowisk o nawierzchni trawiastej.

Po zako³czeniu dzia³añ wojennych kilkaset *Piper*ów sprzedano z demobilu m.in. do Czechos³owacji, Belgii, Holandii, Francji, Norwegii i Szwecji. Wobec braku sprz³tu lataj¹cego dla lotnictwa sportowego równie³ nasze Ministerstwo Komunikacji postanowi³o zakupi³ 300 samolotów tego typu oraz 50 nieco wi³kszych typu *Stinson L-5 Sentinel*. Maszyny mia³y by³ pe³nosprawne, w stanie nadaj¹cym si³e do lotu. Pod koniec 1946 r. wydelegowano polsk¹ komisj³e do jednej ze sk³adnic demobilu oznaczonej kryptonimem *A-50 Hawkeye*, a mieszc¹cej si³e w odleg³o³ci 5 km od Goeppingen ko³o Stuttgartu w ameryka³skiej strefie okupacyjnej Niemiec. W wyniku u³cielenia warunków dostawy okaza³o si³e, ³e otrzymamy znacznie mniej samolotów i tylko same *Piper L-4*. Cen³e jednego egzemplarza okre³lono na 300 dol. Transakcja mia³a by³ zrealizowana na warunkach kredytowych.

Pierwszy *Piper L-4H*, nr fabr. 43-30414, zosta³ sprowadzony drog¹ powietrzn¹. W drugiej po³owie stycznia 1947 r. dotar³a kolej¹ do granicy Polski du³a partia 64 samolotów, które skierowano do S³upska i zmagazynowano w olbrzymiej hali sterowcowej (150X40X32 m),

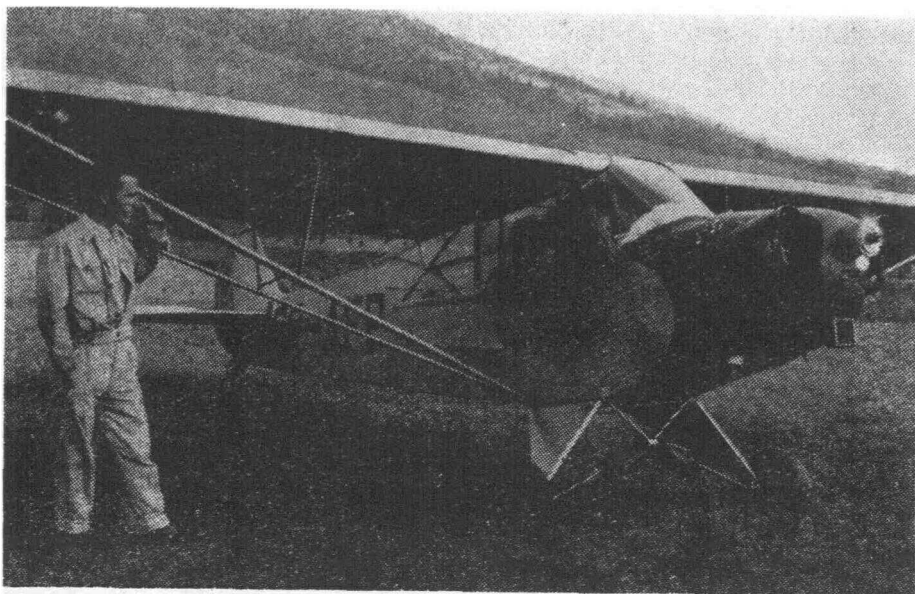


Rys. 291. Samolot wielozadaniowy *Piper L-4*

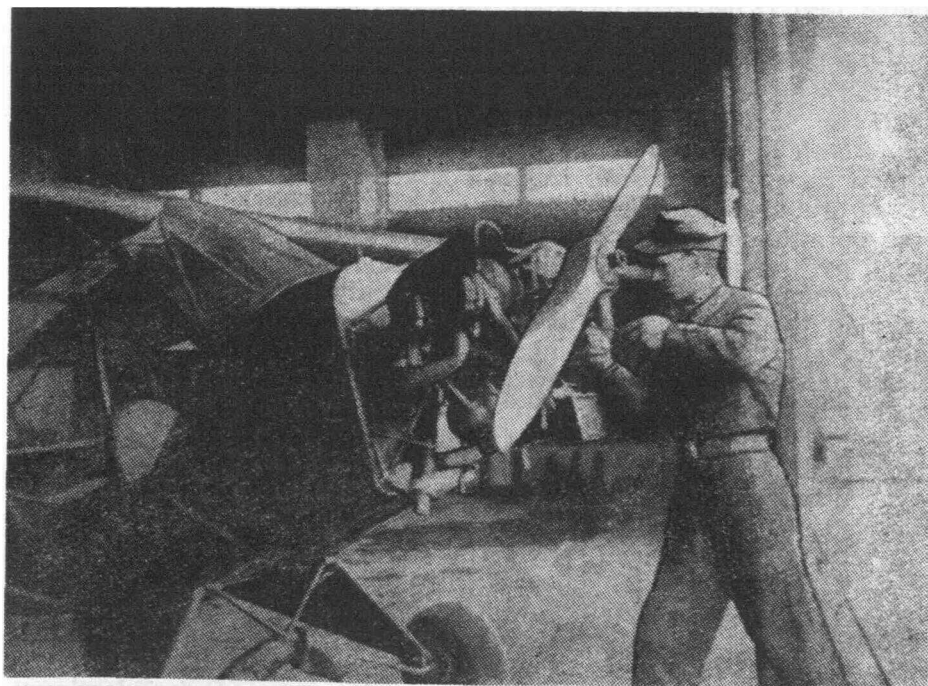
w tej samej,, w kt³orej hangarowa³ w 1928 r. sterowiec *Italia* gen. Umberto Nobile przed wypraw¹ nad biegun p³nocny. W dniu 11 marca 1947r nadszed³ nas³epny" transport samolotów zamykajacy dostaw³e. Ostatecznie do Polski sprowadzono 130 sztuk *Piper-L-4* i jeden *Taylorcraft L-2*. Spo³ród dostarczonych egzemplarzy by³ wersie- *L-4A* (np numery 42-36714, 43-29233 , *L-4B* (np. 43-982, 43-1153), *L-4H* (np 43:30oS 44-79564) i *L-4J* (np. 43-30381, 44-80264). Jedyny *Taylorcraft* by³ w wersji *L-2A* (nr 43-25754). Oryginalna wersja *L-4B* r³o³ni³a si³e od wersji *L-4A* l³ejsz¹ aparatur¹ radiow¹, a wersja *L-4H*, i *L-4J* drobnymi ulepszeniami, zmianami w wyposa³eniu operacyjnym oraz oprzyrz¹dowaniu i r³o³nymi typami Ęmigiei. Poniewa³ zarówno radio, jak" i wyposa³enie wojskowe nie stanowi³y przedmiotu dostawy, poszczególne wersje praktycznie nie r³o³ni³y si³e jedna od drugiej], z wyj¹tkiem drobnych szczeg³o³w w wyposa³eniu kabiny oraz rozmieszczeniu uchwytów i punktów zawieszenia wyposa³enia. Egzemplarze dostarczone z demobilu stanowi³y zatem odmian³e l³ejsz¹ o mas³e zdemontowanego wyposa³enia i sprz³tu radiowego (rys. 291).

Do natychmiastowego u³ytku nie nadawa³a si³e ³adna z dostarczonych maszyn. Pierwsz¹ parti³e *Piper*ów oddano do remontu w Okr³ęgowych Warsztatach Lotniczych w Bydgoszczy i Lotniczych Warsztatach Do³wiadczalnych w Łodzi.

Pierwszy egzemplarz *L-4H*, nr fabr. 43-30414, zosta³ zarejestrowany 25 III 1947 r. otrzymuj¹c znaki SP-AFX. U³ytownikiem by³a Komisja Cywilnych Statków Powietrznych. Drugi *L-4H*, nr fabr. 44-79898 SP-AFZ, zosta³ oddany w maju 1947 r. do dyspozycji Zarz¹du G³o³wnego Ligi Lotniczej, a trzeci *L-4A*, nr 43-29233 SP-AFP, przydzielono w czerwcu 1947 r. Lotniczemu Warsztatowi Do³wiadczalnemu w Łodzi (rys. 292). Nast³ępn¹ parti³e 13 *Piper*ów wyremontowano w



Rys. 292. Piper L-4A SP-AFP przystosowany do szkolenia w ślepych pilotażu. Obecnie eksponat Muzeum Lotnictwa i Astronautyki w Krakowie (fot Leszek Ig'a)



376 Rys. 293. Piper L-4A obsługiwany przez mechanika wojskowego

Instytucie Szybownictwa w Bielsku. Pozostałe były remontowane przeważnie w Warsztatach Lotniczych nr 4 w Gdańsku. Emig'a produkowały natomiast Lotnicze Warsztaty Doświadczalne w Łodzi. Samoloty te otrzymały aerokluby regionalne Ligi Lotniczej, gdzie pod koniec lat czterdziestych obok Po-2 stanowiły standardowy sprzęt sportowy. Spośród zakupionych z demobilu maszyn oddano do użytku 121 sztuk L-4 i jeden L-2A. Kilka Piperów otrzymały następujące

- instytucje: L-4A, nr 43-29132 SP-AGB, przydzielono dla redakcji czasopism lotniczych, gdzie otrzymała nazwę *Simolotek*; L-4B, nr 43-1162 SP-AGW, przekazano do dyspozycji PLL LOT; L-4B, nr 43-975 SP-AIS, otrzymała Komenda Główna P.O. Służba Polsce; dwie maszyny L-4A, nr 42-15329 SP-AHU i L-4B, nr 43-785 SP-AHT, oddano do Szkoły Pilotów i Mechaników w Ligotce Dolnej, a jeden nie zarejestrowany w IKCSP L-4A (prawdopodobnie nr 43-29161) przekazano lotnictwu wojskowemu (rys. 293). Samolot ten noszący szachownice był oddany do dyspozycji kpt. inż. Eugeniusza Stankiewicza (konstruktora samolotów PZL S-1 i Kania). Maszyna miała zabudowany w tyle kabiny kanister, z którego paliwo przepompowywano do zbiornika głównego za pomocą ręcznej pompy. Pozwalało to na zwiększenie zasięgu samolotu. Wojskowy Piper pod koniec 1950 r. stacjonował na Okęciu w Głównym Instytucie Lotnictwa.

Zmodernizowany w Aeroklubie Warszawskim samolot L-4A SP-AGD (rys. 294) został poddany próbom w locie w Głównym Instytucie Lotnictwa. Maszyny zostały dopuszczone do lotu ze znacznymi ograniczeniami. Zabroniono wykonywania na nich głębokich zakrętów, gwałtownych ewolucji i lotu nurkowego powyżej prędkości 140 km/h.

W grudniu 1949 r. sprzedano do Bułgarii 10 sztuk wyremontowanych maszyn L-4, noszących znaki SP-AKB, SP-AKS, SP-ALB, SP-ALC, SP-ALE, SP-ALG, SP-ALH, SP-ALK, SP-ALM i SP-ALN.

Jedyny Taylorcraft L-2A, nr 43-25754, został zarejestrowany w



Rys. 294. L-4A SP-AGD podczas prób w Głównym Instytucie Lotnictwa



Rys. 295. Jedyiny w Polsce *Taylorcraft L-2A* ze znakami SP-ALW



Rys. 296. P/er L-4J SP-ALA z silnikiem *Walter Mikron III*

IKCSP 27 XII 1950 r., otrzymuj¹c znaki SP-ALW. Maszyna różni³a się wieloma szczegółami od *Pipera*, ale mia³a taki sam zespół napędowy. Samolot efektownie pomalowany zosta³ oddany do dyspozycji Z.G. Ligi Lotniczej w Warszawie. *Taylorcraft* by³ używany do 30 V 1955 r., kiedy zosta³ skasowany, wskutek wylatania pe³nej żywotności p³atowca i braku typowych silników (rys. 295).

Kilka *Piperów* zosta³o poddanych przeróbkom i adaptacjom. Polskie oryginalne modyfikacje tych maszyn mia³y na celu wypróbowanie nowych jednostek napędowych lub przystosowanie do celów specjalistycznych. W 1949 r. na samolocie L-4J SP-ALA zabudowano czechosłowacki silnik rzędowy *Walter Mikron III* o mocy 44 kW (60 KM). Samolot zosta³ oblatany w G³ównym Instytucie Lotnictwa w dniu 10 VI 1949 r. (rys. 296). Rok p³óźniej *Piper L-4H* SP-AOA otrzyma³

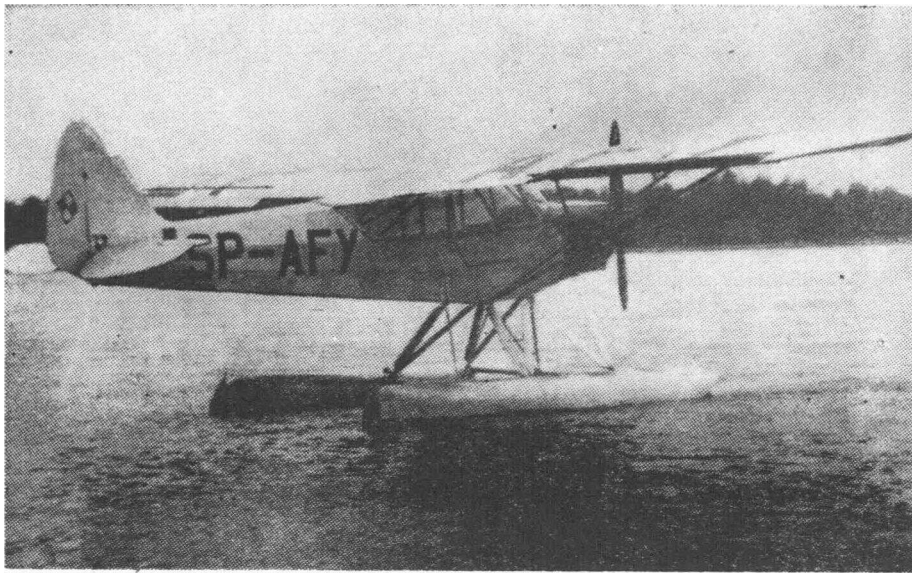


Rys. 297. P/er L-4H SP-AOA z silnikiem *Praga D*

prototypowy egzemplarz silnika o uk³adzie p³askim *PZL A-65 (WN-1)* o mocy 48 kW (65 KM) konstrukcji mgr. inż. Witolda Narkiewicza. Oblotu dokonano w GIL 12 VII 1950 r. Pod koniec tego samego roku *WN-1* zosta³ zast¹piony na SP-AOA czechosłowackim silnikiem *Praga D*, również w uk³adzie p³askim, maj¹cym moc 55 kW (75 KM). Oblot nast¹pi³ 11 I 1951 r. (rys. 297).

W 1950 r. opracowano w GIL projekt przeróbki *Pipera* na wersję sanitarn¹. Rok p³óźniej przebudowano w OWL .nr 4 w Gdańsku 1-4 maszyn dla potrzeb lotnictwa sanitarnego. Również w GIL powsta³ projekt adaptacji *Pipera* dla potrzeb rolnictwa. Przeróbki 14 maszyn na wersję rolniczą dokonano w warsztatach PLL LOT na Okęciu. W 1954 roku Zarz¹d G³ówny Ligi Przyjació³ o³ni³erza zleci³ Centralnemu Studium Samolotów opracowanie projektu przeróbki *Pipera* na wodnosamolot p³ywakowy. Prace wykona³a wydzielona grupa CSS we Wrocławiu. Przeróbce zosta³ poddany egzemplarz L-4H, nr 44-79889 SP-AFJ, na którym zabudowano również nowy silnik *Praga D*. Prace zosta³y wykonane w warsztatach G³ównego Instytutu Lotnictwa. Maszyna zosta³a następnie powtórnie zarejestrowana jako wodnosamolot doświadczalny, otrzymuj¹c nowe znaki SP-AFY. Oblot i przekazanie do eksploatacji mia³y miejsce na pocz¹tku pa³ździernika 1954 r. Przeróbka okaza³a się przedsięwzięciem udanym, a SP-AFY sta³ się pierwszym wodnosamolotem zrealizowanym w Polsce od czasu zakończenia II wojny światowej (rys. 298).

Większość używanych w Polsce *Piperów* zosta³a wycofana w po³owie lat pięćdziesiątych. Niektóre z nich używane by³y przez zas³użonych pracowników lotnictwa. Pierwszy prywatny *Piper L-4J*, nr 44-80132 SP-AGM, by³ zakupiony za diety przez W³adys³awa Biel-niewicza — szefa warsztatów LWD w Łodzi. Samolot mia³ silnik przystosowany do pracy na benzynie samochodowej i dodatkowy zbiornik paliwa. Samolot znajdowa³ się w użytku od 1947 do 1953 r. Drugi *Piper* (eks-rolniczy) L-4A, nr fabr. 43-29416, otrzyma³ od APRL w 1960 r. nestor naszego lotnictwa Pawe³ Zo³otow w 50 rocznicę



Rys. 298. *L-4H SP-AFY*, wersja wodna na pływakach wykonano dla Ligi Przyjaciół Ojczyzny

pracy w lotnictwie. Po przeprowadzeniu generalnego remontu w Łowidniku w 1961 r. samolot zosta³ dopuszczony do lotu i zarejestrowany w IKCSP pod znakami SP-AMB. W 1975 r. maszyna nadal znajdowa³a siê w stanie zdolnym do lotu, zmieni³a jedynie u¿ytkownika — jest nim pilot-senior Aeroklubu Warszawskiego, Antoni Źukowski. Podczas budowy repliki samolotu *Farman F-4* Pawe³ Zo³otow otrzyma³ inny skasowany egzemplarz *Pipera*. By³ to doœwiadczalny wodnosamolot *L-4H*, nr fabr. 44-79889 SP-AFY (ale z silnikiem *Continental*), przeznaczony do kasacji jeszcze w 1955 r. Po dokonaniu badañ materia³u, na próbkach pobranych z konstrukcji p³atowca, niestrudzony senior lotnictwa wyremontowa³ samolot w Łowidniku, a nastêpnie ponownie zarejestrowa³ w IKCSP w paŹdzierniku 1963 r. pod nowymi znakami SP-AMH. PóŹniej w 1970 r. samolot zosta³ przekazany do Robotniczego Klubu Sportowego „Motor” w Lublinie. Te dwa samoloty, zbudowane w okresie wojny i obliczone na bardzo krótki okres u¿ytkowania, lataj¹ ponad 35 lat, z tego w Polsce wiêcej ni¿ 30. Stanowi to swoisty rekord d³ugowiecznoœci, który *Pipery* zawdziêczaj¹ rêkom polskich lotników.

W Muzeum Lotnictwa i Astronautyki w Krakowie znajduje siê *Piper L-4A SP-AFP* (nr fabr. 43-29233), który by³ u¿ywany w latach 1947—1964, pocz¹tkowo przez LWD, póŹniej Aeroklub Łódzki, nastêpnie w szkole szybowcowej Łar, gdzie stosowano go m.in. do nauki w pilota¿u bez widocznoœci. W 1976 r. przekazano do MLIa drugi egzemplarz *L-4H*, nr fabr. 43-30515, który pocz¹tkowo pod znakami SP-ÁOA by³ samolotem doœwiadczalnym, s³u¿¹cym do prób z silnikami *WN-1* i *Praga D*. W 1958 r. po gruntownym remoncie i ponownym zabudowaniu silnika *Continental* zosta³ powtórnie zare-

jestrowany, otrzymuj¹c znaki SP-BAL; pocz¹tkowo by³ samolotem dyspozycyjnym Zak³adów Sprzêtu Sportowego — WSK Poznañ. Nastêpnie zosta³ przekazany do Aeroklubu Robotniczego w Łowidniku, gdzie zakoñczy³ s³u¿bê, wzbogacaj¹c z kolei zbiory Muzeum Lotnictwa i Astronautyki w Krakowie.

Przeznaczenie, opis konstrukcji i dane techniczne

Samolot wielozadaniowy: s¹cznikowy i obserwacyjny. W Polsce wykorzystywany do treningu pilotów i szkolenia w œlepych pilota¿u, stosowany równie¿ jako maszyna dyspozycyjna, sanitarna, rolnicza i doœwiadczalna.

Konstrukcja: trzymiejscowy, jednosilnikowy górnop³at o konstrukcji mieszanej z podwoziem sta³ym.

Skrzyd³a — dwudŹwigarowe, podparte zastrza³ami w uk³adzie V. DŹwigary drewniane, ¿ebra metalowe — t³oczone z blachy duralowej. Czêœæ przednia skrzyde³ do I dŹwigara kryta blach¹, reszta — p³ótnem.

Kad³ub — kratownica przestrzenna, spawana z rurek stalowych. Pokrycie z p³ótna. Ka¿dy samolot mia³ dwuster. Kabina za³ogi ogrzewana.

Usterzenie — spawane z rurek stalowych, pokryte p³ótnem, wykonane by³o jako p³aska p³ytka bez profilu lotniczego. Statecznik poziomy mia³ zmienny k¹t zaklinowania.

Podwozie — sta³e, amortyzowane sznurem gumowym. Oguwienie balonowe niskiego ciœnienia. Kó³ko ogonowe sterowane, zamocowane na specjalnym amortyzatorze w kszt¹cie pó³resora.

Zespó³ napêdowy: silnik *Continental A-65-8* o mocy 48 kW (65 KM), czterocylindrowy bokser ch³odzony powietrzem lub czechos³owski *Praga D* o mocy 55 kW (75 KM), o takim samym uk³adzie cylindrów. Źmig³o *Sensenich 72-C-42* dwu³opatowe, drewniane o skoku sta³ym. Zbiornik paliwa o pojemnoœci 45 dm³ mieœci³ siê w kad³ubie przed kabin¹ za³ogi.

Dane techniczne

Wymiary: rozpiêtoœæ 10,73 m, d³ugoœæ 6,81 m, wysokoœæ 2,89 m, powierzchnia noœna 16,55 m².

Masy:		L-4A	L-4B	L-4 z demobilu*	L-4 z silnikiem <i>Praga D</i> **
w³asna	[kg]	335	315	300	310
u¿yteczna	[kg]	200	220	220	235
ca³kowita	[kg]	535	535	520	545

Ol i ¹ g i:	Lr4A1B	L-4 z demobilu*	L-4 i lilnikieto Praga D**
prędkość podróżna [km/h]	110	110	120
prędkość maksymalna [km/h]	123	123	130
prędkość minimalna [km/h]	65	65	65
prędkość wznoszenia [m/s]	2,3	2,3	2*9
pułap praktyczny [m]	3600	3600	4000
zasięg [km]	280	280—550	300—580
rozbieg [m]	107	110	110
dobieg [m]	105	102	120

* Maszyna z demobilu o mniejszej masie* własnej, wskutek zdemontowania części wojskowego wyposażenia stałego.

** Dane wg Źródła³ czechosłowackich.

BALONY NA UWIĘZI

W okresie powojennym stosowano w Wojsku Polskim zarówno balony zaporowe, jak i obserwacyjne.

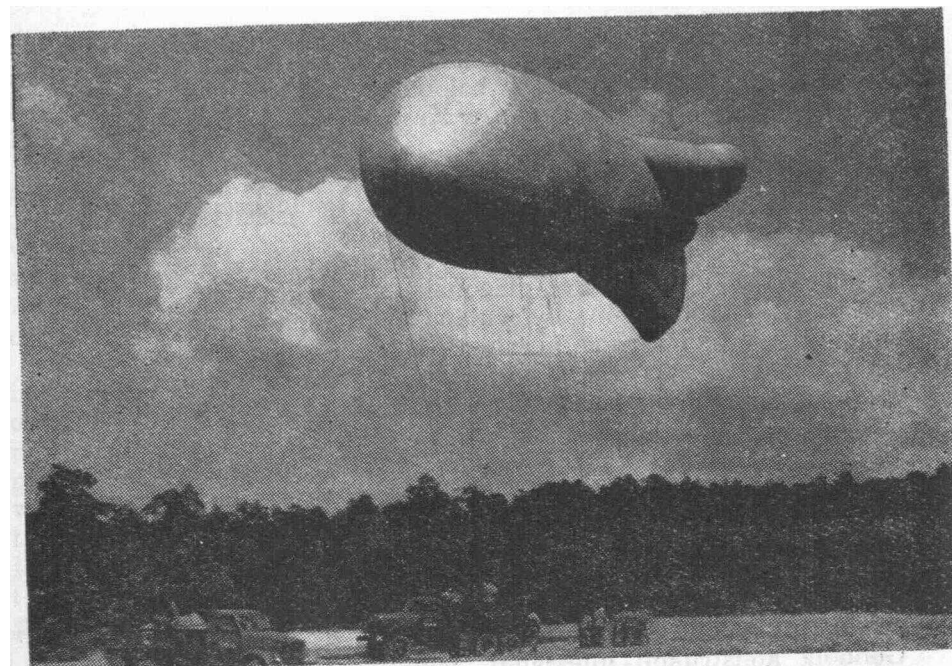
Pododdziały balonów zaporowych podporządkowane jednostkom artylerii przeciwlotniczej dysponowały balonami o objętości 270—350 m³ oraz 600 m³ konstrukcji W.N. Archangielskiego i K.D. Godunowa. Sciągarka była zabudowana na samochodzie GAZ. Balony mogły być używane pojedynczo i w tandemie. Sprzętem tym dysponowała również Oficerska Szkoła Artylerii Przeciwlotniczej. Wobec rozwoju lotnictwa zmalała rola i znaczenie tego środka opl. Czynniki te stały się przyczyną wycofania balonów zaporowych z wyposażenia wojska.

Balony na uwięzi, ale większych rozmiarów, znalazły nieco później zastosowanie w naszym wojsku do szkolenia I stopnia skoczków spadochronowych.

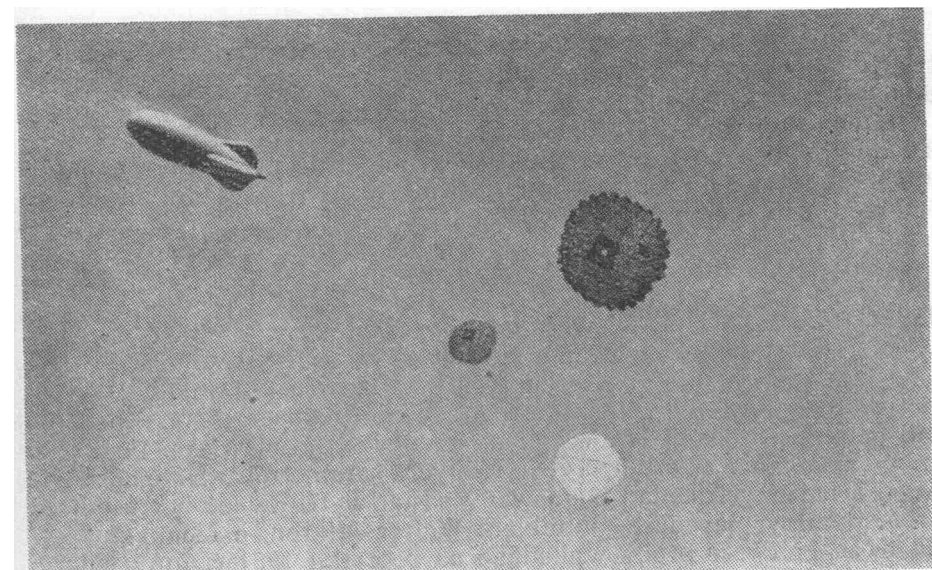
Balony typu DAG-2 (rys. 299), znajdujące się w wyposażeniu 6 Pomorskiej Dywizji Powietrzno-Desantowej, stanowiły przeróbkę znanych z okresu wojny balonów obserwacyjnych. Adaptacja polegała na zastosowaniu nowej gondoli specjalnie opracowanej dla procesu szkolenia skoczków oraz na przystosowaniu olinowania osprzętu. Lekka, mocna gondola umożliwiała bezkolizyjne opuszczanie pokładu i bezpieczne wykonywanie skoków. W jednym wlocie balon zabierał 4 uczniów skoczków. Napełniany co pewien czas stosunkowo tanim wodorem, stanowił ekonomiczny środek szkolenia spadochroniarzy (rys. 300).

Balony na uwięzi były również udostępniane przez wojsko różnym jednostkom gospodarki narodowej. Na przykład przedsiębiorstwo Energopomiar stosowało je do badania zanieczyszczeń powietrza i pobierania próbek osadów w rejonie Narodowego Parku Ojcowskiego, na Łęsku i w Krakowskim Okręgu Przemysłowym. Do podobnych celów wykorzystywał balony również ówczesny PIHM itd.

Po wycofaniu z wojska balonów na uwięzi oddano je do użytku lotnictwa cywilnego. Jedna powózka została przekazana do Aeroklubu Łódzkiego w Katowicach, gdzie zamierzano adaptować ją do projekto-



Rys. 299 Balon obserwacyjny na uwięzi przystosowany do szkolenia skoczków spadochronowych (fot. Lech Zielaskowski)



Rys. 300. Skoki spadochronowe z balonu na uwięzi (fot. Lech Zielaskowski)

wanego lekkiego sterowca cięniowego *Silesia*. Inny egzemplarz był oddany do APRL, który dysponował wówczas warsztatem balonowym na Gocławiu, a jeden kompletny balon został również przekazany do Muzeum Lotnictwa i Astronautyki w Krakowie.

Konstrukcja balonu do szkolenia skoczków spadochronowych

Powłoka o kształcie kropłowym wykonana była z podwójnej tkaniny gumowanej, nakładanej diagonalnie jedna na drugą. Z lewej strony powłoki umieszczona była klapa uruchamiana samoczynnie lub mechanicznie razem z gondoli zalogi. Z przodu, pod spodem, znajdował się trójkątny rozrywacz, od którego tamta wyprowadzona była również do gondoli. Jako gaz nośny do napełniania powłoki stosowany był wodór.

Stateczniki w układzie Y były typu pneumatycznego — napełniane powietrzem pod ciśnieniem wiatru, przez chwyt na dolnym, pionowym stateczniku. Przepływ powietrza do stateczników ukończonych następował rurowymi przewodami, znajdującymi się w części rurowej. Nadmiar powietrza uchodził klapą, znajdującą się na tylnej części statecznika pionowego. Korpus balonu zakończony był stożkiem wykonanym z blachy duraluminiowej.

Gondola konstrukcji mieszanej zawieszana była na olinowaniu, przymocowanym do pasów parabolicznych, przytwierdzonych do powłoki. W gondoli mieściło się pięciu skoczków, w tym jeden instruktor.

Balon był przytwierdzony do cięganki stalowej liną uwięzi o średnicy 6—8 mm.

Dane techniczne

Balony zaporowe: typ I objętość 270—350 m³, pułap 2000—4200 m; typ II objętość 600 m³, pułap do 6000 m, bezpieczna prędkość wiatru do 8—10 m/s, graniczna prędkość wiatru 20 m/s.

Balon obserwacyjny: długość 30,0 m, średnica przed rozszerzeniem 8,0 m, średnica po rozszerzeniu 10,0 m, objętość przed rozszerzeniem 950 m³, objętość po rozszerzeniu 1030 m³, masa własna z olinowaniem 500 kg, pułap operacyjny 500—800 m.

PODUSZKOWCE

Zjawiskiem poduszki powietrznej zainteresowano się bliżej w Polsce w 1958 r. Na początku 1959 r. w Instytucie Lotnictwa zespół kierowany przez mgr. inż. Jerzego Bienia rozpoczął stałe badania nad szeregiem modeli latających na zasadzie tego zjawiska. Pozwoliło to na dokonanie oceny wpływu różnych parametrów. Na podstawie przeprowadzonych badań zbudowany został w IŁ dwuosobowy pojazd doświadczalny, napędzany silnikiem *Walter Mikron*, o mocy 47,8 kW (65 KM). Pierwsze próby wykonano na początku 1961 r. Inny pojazd, już o charakterze użytkowym, został zaprojektowany przez tego samego konstruktora w 1962 r. na zlecenie Centralnego Biura Konstrukcyjnego Urzędu Budowlanych.

Była to platforma transportowa z silnikiem *SHL-175*, o mocy 5,9 kW (8 KM) do wytwarzania poduszki powietrznej. Poduszkowiec *CBKUB* był prezentowany publiczności podczas pokazów emigrowców przed PKiN, w październiku 1962 r.

Pierwszy polski poduszkowiec osobowy SMT został zbudowany na początku 1964 r. w warszawskiej Stacji Młodych Techników przez grupę pod kierunkiem mgr. inż. Andrzeja Moldenhawera. Poduszkowiec wytwarzał jeden silnik *WFM*, a napęd stanowił drugi silnik tego samego typu. Poduszkowiec SMT został z powodzeniem wypróbowany na Wiele. Następne konstrukcje, które u nas powstawały, przeznaczone były przeważnie do wykorzystania w rolnictwie i żegludze.

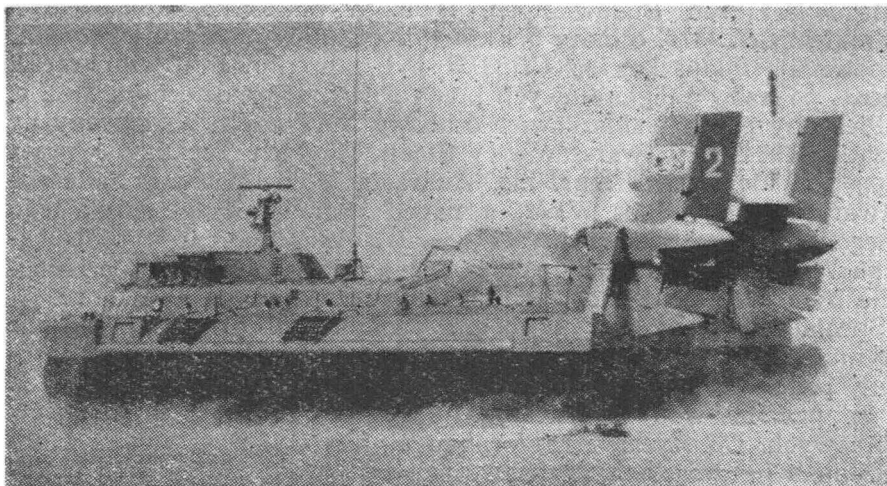
Specjaliści Wojskowej Akademii Technicznej, przy współudziale instytucji wojskowych i cywilnych, zbudowali w 1976 r. wielofunkcyjny poduszkowiec specjalnego przeznaczenia *Cuprum*. Został on m. in. przystosowany do wierceń, sondowania gruntu i pomiarów głębiny. Od stycznia 1977 r. aparat jest wykorzystywany z powodzeniem na grząskich, częściowo zalanych wodami zbiornikach poflotacyjnych w Legnickim Zagłębiu Miedziowym. Poruszanie się tam jakimkolwiek tradycyjnym pojazdem mechanicznym jest niemożliwe i dopiero zastosowanie poduszkowca WAT pozwoliło na swobodne przemieszczanie nad niedostępnymi obszarami.

Prace nad poduszkowcami prowadzone są zarówno w instytucjach lotniczych, jak i morskich. Jednak zarówno elementy konstrukcyjne, jak i napęd przybliżają te aparaty cechami technologicznymi bardziej do samolotów niż okrętów. Dlatego dziedzina ta w przyszłości będzie ciężej raczej ku przemysłowi lotniczemu niż ku budownictwu okrętowemu.

Pojazdy poruszają się na zasadzie poduszki powietrznej wko-



Rys. 301. Desant Beretów - żołnierze Jednostki Obrony Wybrzeża wykonujący desant z poduszkowców (fot. WAF)



Rys. 302. Poduszkowiec biorący udział w desancie na plażę (fot. WAF)

czyżby również do techniki wojennej, wymagającej bieżącego wprowadzania nowych rodzajów uzbrojenia oraz środków do przenoszenia ludzi i sprzętu. Poduszkowce, ze względu na swoje właściwości, budziły zainteresowanie prawie wszystkich rodzajów wojsk, począwszy od lądowych poprzez marynarkę wojenną, a na lotnictwie skończywszy. W wojskach lądowych poduszkowce mogły być z pożytkiem wykorzystane zamiast amfibii do transportu żołnierzy i sprzętu, a ponadto jako ruchome punkty obserwacyjne, latające pojazdy terenowe itd. Brak kontaktu z wodą w czasie ruchu poduszkowca powoduje, że staje się niewrażliwy na broń podwodną (miny, torpedy) i na podwodne przeszkody stałe. Wspomniana cecha predestynuje ten najniższy rodzaj statek powietrzny w pierwszym rzędzie do desantu piechoty morskiej. Dlatego marynarka wojenna wykorzystuje duże jednostki, umożliwiające bezpośrednio wejście z morza w głąb lądu, do wysadzania desantu lub wsparcia własnej siły ognia dział bojowych, prowadzonych przez inne rodzaje wojsk.

Również w Wojsku Polskim poduszkowce znajdują zastosowanie przede wszystkim jako statki powietrzne służące do przerzutu desantu morskiego. Na przykład podczas wspólnych ćwiczeń na Bałtyku w 1977 r. pododdziały Jednostki Obrony Wybrzeża (Berkut Berety) korzystały z transportu poduszkowcami radzieckiej marynarki wojennej przy desantowaniu na plażę wybrzeża bałtyckiego (rys. 301 i 302).

--- Pierwsze koncepcje i opracowania

Poza szeregiem zrealizowanych konstrukcji: licznymi prototypami i samolotami produkowanymi seryjnie, w biurach konstrukcyjnych powstało wiele rozwiązań, które osiągnęły różne stadia opracowania.

Jeszcze w 1945 r. zorganizowano w Łodzi Lotnicze Warsztaty Doświadczalne, gdzie projektowano i zarazem budowano prototypy. Nieco później podjęto prace w tym kierunku Centralne Studium Samolotów w Warszawie. Organem opiniodawczym i koordynującym poczynania w dziedzinie ustalania danych wyjściowych, projektowania, budowy prototypów i organizacji produkcji seryjnej była wówczas Komisja Lotnicza, powołana do życia przy Centralnym Urzędzie Planowania. Jako najbardziej pilną uznano wówczas sprawę budowy w kraju samolotów szkolno-treningowych i seryjnych zarówno dla lotnictwa wojskowego, jak i cywilnego. Wobec pewnych rozbieżności w poglądach obu użytkowników KL CUP znalazła pomyślną porozumienia i ustaliła uzgodnione warunki techniczne dla zunifikowanego sprzętu, który mógłby być produkowany w większych ilościach zarówno dla wojska, jak i dla aeroklubów. Według danych wyjściowych miało to być dwuosobowy dolnopłat z podwoziem stałym, napędzany silnikiem rzędowym *Wolter-Minor 6* o mocy 118 kW (160 KM), którego produkcję z licencji czechosłowackiej zamierzano uruchomić w Polsce. Ponieważ sprawa nabycia licencji przedłużała się, zdecydowano o zastępczym zastosowaniu silnika *M-11D*. W efekcie powstał *LWD Junak*, który był potem budowany w dużych seriach, a koncepcyjny model z silnikiem rzędowym doczekał się wykonania zaledwie w jednym egzemplarzu jako prototyp *LWD Zuch-1*.

W okresie trzyletniego Narodowego Planu Odbudowy rozważano również możliwość podjęcia budowy seryjnej samolotów transportowych i samolotów myśliwskich. Ze względu na ograniczoną zdolność produkcyjną zniszczonego przemysłu i trudną sytuację gospodarczą kraju zakładano budowę niewielkich serii maszyn w tradycyjnych zakładach o konstrukcji mieszanej. Podkomisja Techniczna wyłoniona przez Komisję Lotniczą przy CUP dokonała w 1947 r. fachowej kwalifikacji remanentów zdobytych silników. Wysłunięto wówczas postulat zastosowania ich do projektowanych samolotów. W zakresie

budowy samolotów transportowych ustalono dwa kierunki działania:
a) budowę lekkiego 10-osobowego, dwusilnikowego samolotu transportowo-desantowego z silnikami *Argus AS-410*, dla którego warunki techniczne uzgodniono z użytkownikami wojskowymi i cywilnymi;
b) budowę dużych samolotów komunikacyjno-transportowych dla wykorzystania silników *BMW-132* i *Junkers Jumo 221*. Ponadto sugerowano przebudowę samolotów *Li-2* i przystosowania ich do silników *BMW*, które posiadano na składowiskach z zapasami i osłonami, oraz wysuwano koncepcję dokonania przebudowy zdobywczych szybowców transportowych *Gotha Go 242* przez zabudowanie na ich płatach silników pochodzących również ze zdobyczy wojennych.

W zakresie samolotów myśliwskich program opierano na planach pracy Instytutu Technicznego Lotnictwa akceptowanych przez Podkomisję Techniczną. Plan ITL zawierał zamierzenia w dziedzinie badań zdobywczych silników turboodrzutowych i pomocniczych rakietowych oraz samolotów napędzanych silnikami odrzutowymi.

Dla uzyskania zespołu napędowego przyszłości podjęto od 1948 r. w Głównym Instytucie Lotnictwa prace naukowo-badawcze w dziedzinie turbinowych silników odrzutowych. Program rozpoczęto od badań na hamowni silników zdobywczych *Junkers Jumo-004B* o cięgu 7,84 kN (800 kG). Egzemplarze do prób uzyskano z kilku zdekompletowanych, zmontowanych wraków, znalezionych przez personel GIL w różnych stronach kraju. Skompletowanie i uruchomienie pierwszych silników odrzutowych było dużym osiągnięciem. Nie dysponowano bowiem żadną dokumentacją. Potrzebne materiały informacyjne trzeba było dopiero gromadzić. Również samodzielnie wyposażono stoisko hamowni, uruchomiono je i przeprowadzono próby. Celem pierwszego programu badania silników odrzutowych było uzyskanie podstaw do własnych opracowań w tej dziedzinie. Niezależnie od studiów nad silnikami odrzutowymi, jako jednostkami napędowymi samolotów, rozpoczęto w ITL projektowanie tunelu aerodynamicznego dużych prędkości — typu inżektorowego, którego napęd miały również stanowić silniki *Jumo-004B*,

W kręgu zainteresowania GIL znajdowały się także silniki rakietowe na paliwo ciekłe, w tym również *Walther 109-507* o cięgu 5,78 kN (590 kG), rozwijanym w czasie 12 s, stosowany do napędu bomby uskrzydłonej *Hs 293A* oraz pomocniczy silnik startowy *Walther 109-502* na nadtlenek wodoru o cięgu 14,7 kN (1500 kG), pracujący w czasie 30 s. Prace te nie wyszły poza opracowania studyjne.

Prototypy, projekty i prace studyjne, opisane w dalszej części rozdziału, nie stanowiły pełnego przeglądu podjętych tematów. Słownie jedynie próbą szkieletowego uzupełnienia obrazu tendencji i kierunków rozwoju naszej myśli naukowo-technicznej w dziedzinie konstrukcji lotniczych okresu powojennego trzydziestolecia.

PZL S-1

Jeszcze podczas działań wojennych przystąpiono na wyzwolonych terenach Polski do odbudowy lotnictwa. Jedną z form działalności

była praca konstruktorska podjęta w październiku 1944 r. przez Biuro Studiów i Projektów, powołane w resorcie komunikacji. Kie-



Rys. 303. PZL S-1, pierwszy powojenny samolot szkolno-lotniczy polskiej konstrukcji

równikiem Biura był inż. Tadeusz Sołtyk, a pracownia mieściła się w Lublinie. Zespół inż. Sołtyka pracował nad projektem samolotu dyspozycyjnego *Szpak*, przeznaczonego dla lotnictwa cywilnego.

W lotnictwie wojskowym podobną działalność podjął w grudniu 1944 r. por. inż. Eugeniusz Stankiewicz — wykładowca Wojskowej Szkoły Lotniczej w Zamościu. Wkrótce po powołaniu go do LWP zwrócił się z raportem do Dowództwa Szkoły, proponując budowę pierwszego polskiego samolotu szkolno-lotniczego, przeznaczonego dla lotnictwa wojskowego. Propozycja została przyjęta i na początku 1945 r. opracowano projekt wstępny samolotu S-1, który został akceptowany przez Dowództwo Lotnictwa. Do pomocy konstruktorowi zostali odkomenderowani dwaj inni fachowcy: ppor. Zdzisław Cymera i ppor. Władysław Rutkowski. W połowie roku zespół został przeniesiony do wytwórni PZL w Mielcu, gdzie przystąpiono do opracowania projektu konstrukcyjnego i rysunków warsztatowych. Konstrukcja odznaczała się dużą prostotą dla umożliwienia wykonania samolotu z łatwo dostępnych materiałów, w warunkach warsztatowych. Przy opracowaniu dokumentacji wykorzystano kilka elementów samolotu Po-2, jak np. silnik ze śmigłem, koła i fotele. Również konstrukcję kadłuba wzorowano na Po-2. Ponieważ nie przewidywano przeprowadzenia próby statycznej, prototyp został zbudowany tylko w jednym egzemplarzu, przeznaczonym do badań w locie.

W sierpniu 1945 r. rozpoczęto w Warsztacie PZL Mielec budowę płatowca, który ukończony został na początku listopada tego samego roku. W dniu 15 XI 1945 r. PZL S-1 wykonał swój pierwszy lot na lotnisku fabrycznym. Oblatywaczem był pilot radziecki. S-1 stał się drugim prototypem polskiej konstrukcji, jaki został oblatany po wojnie w wyzwolonej Polsce. Wkrótce samolot został przetransportowany do Warszawy, gdzie na lotnisku mokotowskim został przekazany do dyspozycji lotnictwa wojskowego (rys. 303).

PZL-S-1 był zaprojektowany bez obliczeń aerodynamicznych i wytrzymałościowych, a wiele elementów konstrukcji zostało wymiarowanych przez analogię z rozwiązaniami w innych samolotach. Braki w obliczeniach spowodowały, że samolot nie mógł być dopuszczony do homologacji, a co za tym idzie do użytkowania jako statek powietrzny. S-1 miał cechy nie dopracowanej konstrukcji amatorskiej, wymagającej zweryfikowania dokumentacji i ponownej poprawnej budowy płatowca. Niemniej jednak konstruktor kontynuował loty na prototypie, co ostatecznie skończyło się katastrofą¹. W dniu 14 V 1946 r. podczas lotu na małej wysokości, w burzliwej atmosferze, samolot prowadzony przez por. inż. E. Stankiewicza runął na ziemię w centrum Warszawy, u zbiegu ulicy Chałubińskiego i Alei Jerozolimskich. Pilot na szczęście nie odniósł większych obrażeń, ale maszyna została doszczętnie zniszczona. Do budowy drugiego prototypu nie przystąpiono.

Przeznaczenie i konstrukcja

Samolot szkolno-³¹cznikowy przeznaczony zarówno dla wojska, jak i lotnictwa sportowego.

Konstrukcja: dwuosobowy jednosilnikowy górnopłat (parasol) o konstrukcji drewnianej i podwoziu stałym (rys. 304).

Kadłub — kratownica przestrzenna, usztywniona stalowymi cięgami. Przód kadłuba w części przysilnikowej pokryty był blachą duralową¹, a następnie sklejką¹. Część tylna pokryta była płótnem. Oprofilowanie grzbietu — pokryte sklejką¹. Kabiny były otwarte, osłonięte wiatrochronami. Samolot miał dwuster — podwójny układ sterowania dla ucznia i instruktora.

Płat — dwudźwigarowy, niedzielony, o obrysie trapezowym i bardzo małej zbieżności z eliptycznymi końcówkami. Profil gruby 20%. Skrzydła były podparte z każdej strony parą równoległych zastrzałów i usztywnione skrzyżowanymi stalowymi cięgami. Keson wykonany był ze sklejki, a reszta skrzydła pokryta była płótnem. Lotki różnicowe były znacznie odsunięte od końców skrzydeł.

Usterzenie. Statecznik poziomy podparty był zastrzałami, a pionowy usztywniony stalowymi cięgami. Pokrycie stateczników sklejką¹, sterów — płótnem.

Podwozie — dwugoleniowe o osi stałej, niedzielonej. Amortyzatory ze sznurów gumowych. Koła z ogumieniem wysokiego ciśnienia. Posażak ogonowa w kształcie półresora ze sprężyn piórowych.

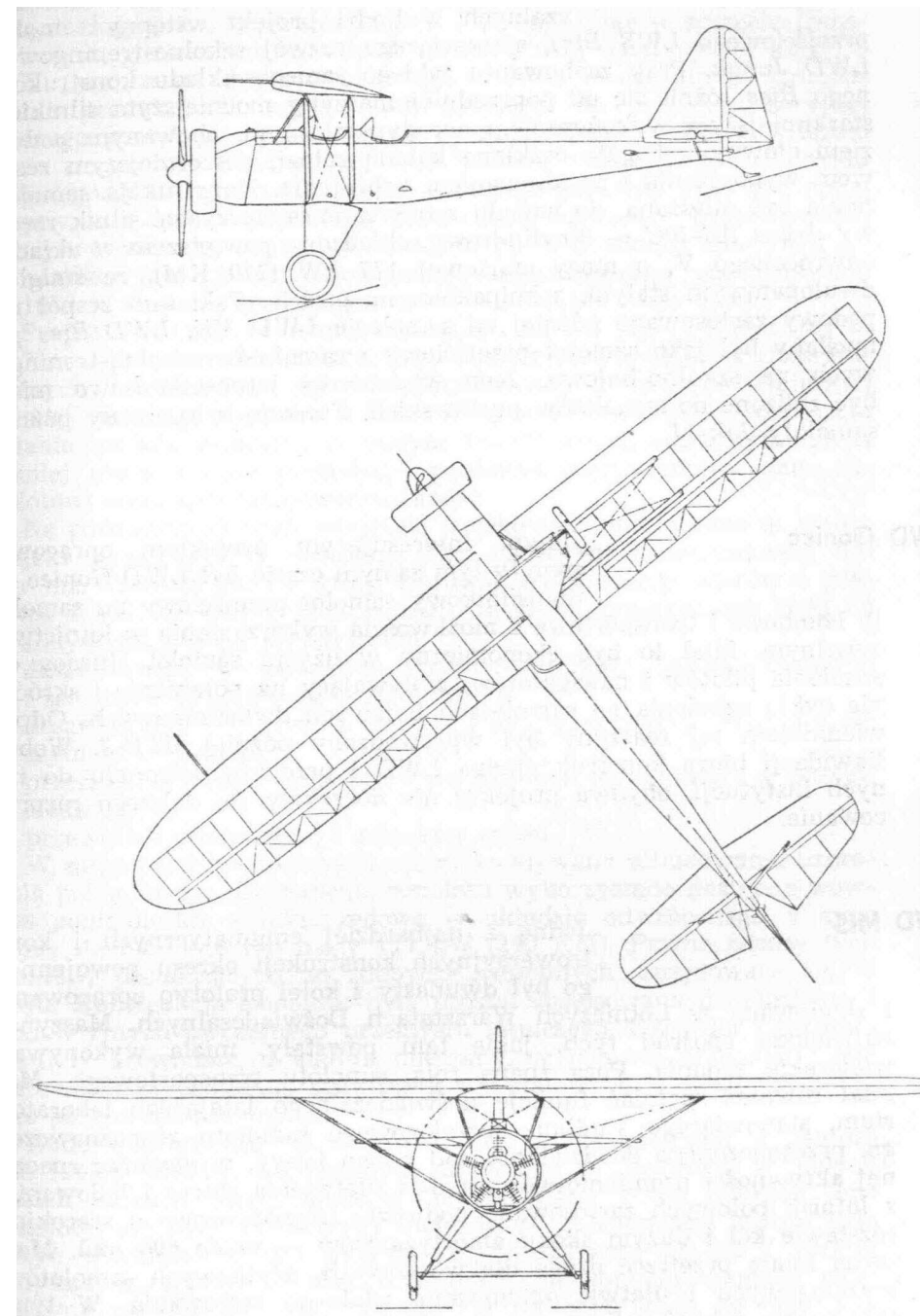
Zespół napędowy — silnik M-11D o mocy 92 kW (125 KM) osłonięty pierścieniem Townenda. Emisja dwuopłotowa stała, o średnicy 2,35 m, z małym kołpakiem osłaniającym piastę. Zbiornik paliwa o pojemności 126 dm³ mieścił się w kadłubie przed kabiną pilota.

Dane techniczne

Wymiary: rozpiętość 13,0 m, długość 8,5 m, wysokość 3,2 m, powierzchnia nośna 20,0 m².

Masy: własna 700 kg, użyteczna 250 kg, całkowita 950 kg.

Osłogi: prędkość maksymalna 180 km/h, prędkość przelotowa 150 km/h, prędkość lądowania 55 km/h, prędkość wznoszenia 3 m/s, pułap 3800 m, zasięg ok. 600 km, rozbieg 100 m, dobieg 100 m.



Rys. 304. Sylwetka samolotu P Z L - S - 1

LWD BIES

W 1948 r. został opracowany w biurze konstrukcyjnym Lotniczych Warsztatów Doświadczalnych w Łodzi projekt wstępny samolotu przejściowego *LWS Bies*, stanowił rozwój szkolno-treningowego *LWD Junak*. Przy zachowaniu takiego samego układu konstrukcyjnego *Bies* różnił się od poprzedniej maszyny mocniejszym silnikiem, staranniejszym wykończeniem aerodynamicznym, chowanym podwoziem głównym, bogato oszkloną kabiną załogi, obszerniejszym zestawem wyposażenia i zastosowaniem uzbrojenia. Konstrukcja samolotu miała być mieszana, do napędu zamierzano wykorzystać silnik rzędowy *Argus AS-10C* — 8-cylindrowy, chłodzony powietrzem w układzie odwróconego V, o mocy startowej 177 kW (240 KM), ze śmigłem dwuopatowym stałym, z kołpakami na płacie. Taki sam zespół napędowy zastosowano później na samolocie LWD Mię. *LWD Bies* pomysłany był jako samolot przejściowy z samolotów szkolno-treningowych na szkolno-bojowe. Jego właściwości lotno-pilotажowe miały być zbliżone do samolotów myśliwskich. Funkcję tę spełniały później samoloty *Jak-11*.

LWD Goniec

Innym interesującym projektem opracowanym w tym samym czasie był LWD *Goniec* — dwusilnikowy samolot przejściowy na samoloty bombowe i transportowe z możliwością wykorzystania w lotnictwie cywilnym. Miało to być ekonomiczny w użyciu samolot służący do szkolenia pilotów i nawigatorów, wpływający na potaniecie i skrócenie cyklu szkolenia na samolotach bojowych dwusilnikowych. Odpowiednikiem tej maszyny był wprowadzony później *UTB-2*. Wobec likwidacji biura konstrukcyjnego LWD i przejścia personelu do innych instytucji, obydwa projekty nie doczekały się dalszego opracowania.

LWD MIS

Jedną z "najbardziej enigmatycznych i kontrowersyjnych konstrukcji okresu powojennego" był dwunasty z kolei prototyp opracowany i zbudowany w Lotniczych Warsztatach Doświadczalnych. Maszyna, największa spośród tych, jakie tam powstały, miała wykonywać wielorakie zadania. Poza znaną rolę samolotu transportowego, Mię miało również spełniać funkcję doświadczalnego latającego laboratorium, stanowił studyum bezzałogowego samolotu rozpoznawczego, przeznaczonego do działania nad polem bitwy, w obszarze znacznej aktywności promieniotwórczej. Dla ułatwienia startu i lądowania z lotnisk polowych zastosowano podwozie trójpodporowe o szerokim rozstawie kół i dużym skoku amortyzatorów — około 600 mm. Maszyna miała przetrzeć drogę dla właściwych, użytkowych samolotów bezzałogowych i ułatwić opanowanie zdalnego sterowania. W tym celu mogła zabrać załogę, aparaturę, obsługę aparatury — do czasu bezbłędного działania całego systemu i uzyskania możliwości wykonywania lotów bezzałogowych.

Jednocześnie — obok zadań latającego laboratorium, zamierzano

projektowany samolot wykorzystywać w wersji transportowo-desantowej. Na maszyny tej klasy istniało duże zapotrzebowanie, miały one zastąpić dotychczas używane *Szczę-2* i zapewnić lukę w sprzęcie transportowym, gdzie odczuwano brak ekonomicznej maszyny tej klasy.

W tym czasie dyskutowana była sprawa ewentualnego uruchomienia produkcji licencyjnej lub przyjęcia do produkcji seryjnej własnego prototypu opracowanego i zbudowanego w kraju. Wiązało się to oczywiście z odbudową i rozbudową zniszczonego przemysłu lotniczego. Według założeń Planu 3-letniego prototyp miał być opracowany w LWD, a produkcję zamierzano powierzyć projektowanej nowej wytwórni sprzętu komunikacyjnego w Łwuidniku koło Lublina. W wojskowych planach zaopatrzenia materiałowego przewidywano na 1949 r. dostawę pierwszych trzech samolotów tego typu.

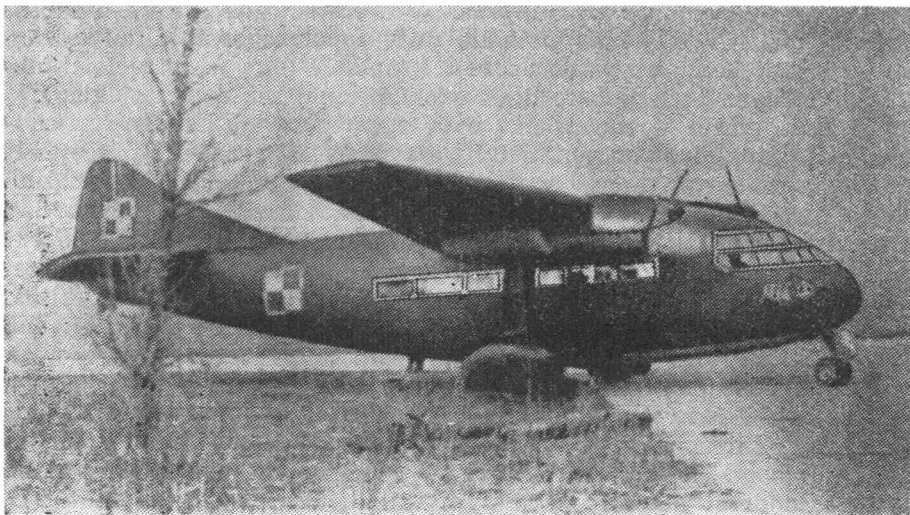
Projekt wstępny samolotu, noszącego nazwę Mię, powstał już w 1947 r. w pracowni konstruktorskiej Lotniczych Warsztatów Doświadczalnych, mieszczącej się w zabudowaniach dawnej przeniemieckiej stolarni na przedmieściach Łodzi. W tym samym czasie rozpoczęto badania modelu samolotu w małym tunelu aerodynamicznym LWD. Później prace zostały przerwane, ponieważ pierwszeństwo dano samolotowi szkolno-treningowemu *Junak*.

Na podstawie zlecenia lotnictwa wojskowego opracowano w 1948 r. projekt konstrukcyjny samolotu Mię. Głównym konstruktorem był mgr inż. Tadeusz Sołtyk, który kierował grupą konstruktorów z pracowni LWD. W wersji transportowej maszyna przeznaczona była do wykonywania następujących zadań:

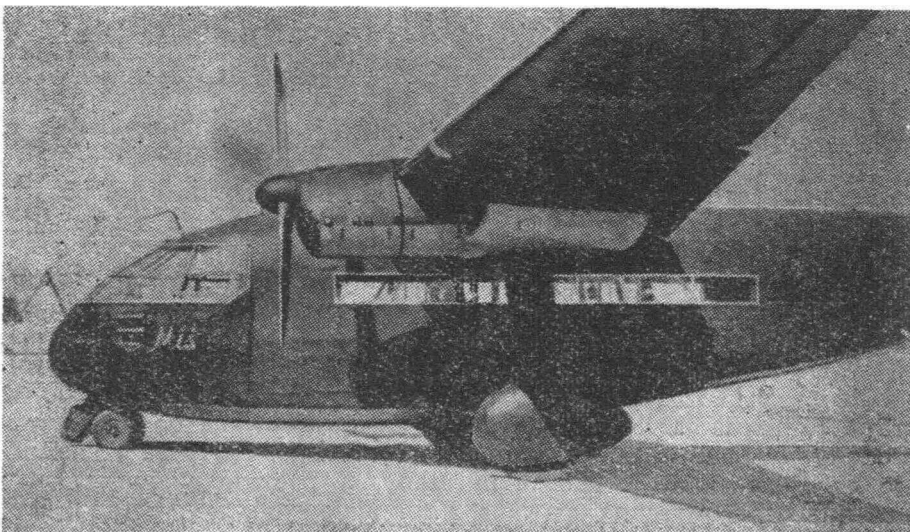
- desantowania w powietrzu grupy skoczków spadochronowych i zaopatrzenia bojowego w zasobnikach;
- desantowania na ziemi z samolotu grupy żołnierzy wraz z cięższym uzbrojeniem;
- przetrzutu ładunków oraz przewozu rannych na noszach i w pozycji siedzącej;
- przewozu 8 pasażerów i 2 członków załogi.

W założeniach technicznych nie przewidywano zabudowania uzbrojenia pokładowego. Do napędu samolotu wykorzystano dostępne wówczas przeniemieckie silniki rzędowe w układzie odwróconego V typu *Argus As-10C*, każdy o mocy 177 kW (240 KM). Pewne zapasy tych silników, pochodzących ze zdobyczy wojennych, znajdowały się w kraju. Konstrukcja samolotu była prosta, dostosowana do możliwości produkcyjnych ówczesnego przemysłu lotniczego. Skrzydła i usterzenie były drewniane, a kadłub mieszany, w połowie wykonany jako kratownica przestrzenna spawana z rur stalowych, a w części tylnej jako poskorupa drewniana.

Budowę prototypu rozpoczęto w 1948 r. i zakończono w listopadzie 1949 r. Mię był największym samolotem zbudowanym w małych niskich salkach starej stolarni. Wykonywano tutaj również inne samoloty, ale były to maszyny małe, które z trudnościami można było złożyć w całości w sali montażowej, mieszczącej się na I piętrze budynku warsztatów. Wobec niemożności wykonania montażu całej maszyny na miejscu, zdecydowano się wykonać Misia w częściach, a później gotowe segmenty kadłuba sprowadzić na dół po specjalnej pochylni i w takiej postaci dostarczyć na pobliskie lotnisko fabryczne, oddzielone od zabudowań warsztatów torem kolejowym, biegnącym w głębokim wykopie. Po pokonaniu tych trudności i złożeniu w ca-



Rys. 305. Samolot LWD Mię na lotnisku Lublinek pod Łodzi¹ po wykonaniu pierwszego lotu



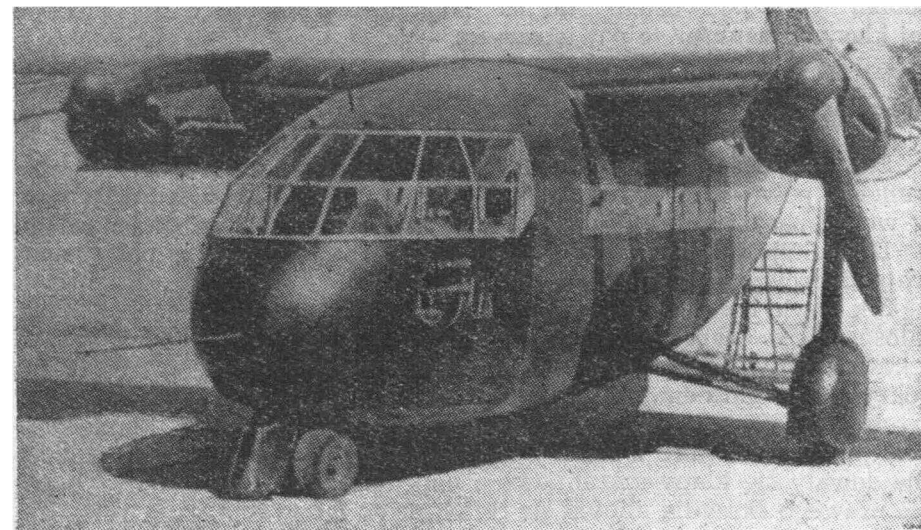
Rys. 306. Samolot transportowo-desantowy Mię po dokonaniu przeróbek

300ci samolot Mię, pomalowany w barwy wojskowe z szachownicami, wykonał pierwszy lot 24 XI 1949 r. Oblatywaczem był pilot fabryczny Antoni Szymański. Zadaniem pilota było przeprowadzenie maszyny lotem z małego lotniska przy warsztatach na lotnisko Lublinek pod Łodzi¹, gdzie miały być dokonywane próby w locie (rys. 305). Podczas lotu okazało się, że prototyp jest trudny do opanowania, ma zakłócon¹ stateczność i wykazuje tendencję do węgrykowania. Prowadzenie samolotu wymagało od pilota znacznego wysiłku. Przyczyn¹ były

przekompensowane lotki i stery. Loty zawieszono, a z samolotu zdemontowano usterzenia. Lotki i stery wysokooci szybko przeprojektowano wprowadzając zmiany w konstrukcji i przesuwając osie obrotu sterów. Jednocześnie skorygowano proporcje steru wysokooci, zmieniając również powierzchnie i obrys obu usterzeń. Poza tym na samolocie wprowadzono kilka innych poprawek. Prace trwały aż do października następnego roku i poprawiony samolot został ponownie oblatany 18 X 1950 r. (rys. 306). Pod koniec 1950 r. uległy stopniowej likwidacji LWD. W ich miejsce powołano WSK nr* 5, która miała wytwarzać seryjnie szybowce Mucha oraz niektóre zespoły samolotu CSS-13. Niemniej jednak prowadzono nadal próby fabryczne Misia, które trwały do wiosny 1951 r. Prototyp w tym czasie odznaczał się już dobrymi właściwościami pilotażowymi.

Po zakończeniu cyklu prób fabrycznych samolot przekazano w kwietniu 1951 r. do prób państwowych w ówczesnym Głównym Instytucie Lotnictwa. Podczas homologacji usunięto inną usterkę — wadliwą konstrukcję zawieszenia silnika, która powodowała przenoszenie drgań silnika na konstrukcję płatowca. W GIL dokonano jeszcze w czasie trwania prób wymiany łoż silnikowych z amortyzatorami, usuwając źródła powstawania drgań.

Według opinii oblatywaczy GIL, samolot odznaczał się szeregiem zalet: miał doskonałą widoczność z kabiny załogi, niskie posadowienie kadłuba ułatwiało wejście na pokład, jak również załadunek przewożonych przedmiotów (rys. 307), pilotaż był prawidłowy, lądowanie łatwe, ruch po ziemi poprawny. Spośród ujemnych cech wymieniano przede wszystkim hałas wewnątrz kabin załogi i pasażerów spowodowany głośnie prac silników Argus As-10C i brakiem izolacji dźwiękochłonnej, tłumiającej efekty akustyczne pracy silników. Najpoważniejszy cech ujemny był jednak niewystarczająca nadwyżka mocy silników, powodująca obniżenie osiów, szczególnie prędkości wznoszenia i pułapu praktycznego. Po próbach w GIL prototyp prze-



Rys. 307. Kabina załogi i przód samolotu LWD Mię

kazano do eksploatacji wstępnej w Pu³ku Specjalnym, który by³: wówczas jednostk¹ lotnictwa transportowego. Wobec zani³zonych osi¹-gów, z zamówienia samolotów seryjnych zrezygnowano, przekazuj¹c prototyp z powrotem do GIL, gdzie zamalowano na p³atowcu znaki wojskowe. Mi^æ otrzyma³ nast³epnie na okres prób znaki rejestracyjne SP-BAF, ale ich na maszynie nie namalowano. Loty w tym okresie by³y wykonywane bez znaków rejestracyjnych. Podczas centralnych obchodów Ęwi³ta Lotnictwa, na Ok³ciu we wrze³niu 1951 r., Mi^æ bra³ udzia³ w pokazach w locie, wzbudzaj¹c ciekawo^ææ w³ród zgromadzonej publiczno^æci.

W tym czasie zainteresowanie maszyn¹ zmala³o, chocia³ jeszcze przed likwidacj¹ LWD proponowano zabudowanie na samolocie mocniejszych silników Argus As-410A1 o mocy 342 kW (465 KM) — prawie dwukrotnie wi³kszej od dotychczas stosowanych silników As-10C. Silniki tego typu wykorzystano p³Ńniej na samolocie komunikacyjnym CSS-12. Zaniechano równie³ zamiaru wykorzystania Misia jako samolotu bezza³ogowego. Po zlikwidowaniu zespo³u konstruktorskiego LWD i braku zainteresowania ze strony wojska, samolotem nie mia³ si³e kto zaj¹æ. W GIL ko³czono w tym czasie kompleksowe próby homologacyjne. W sierpniu 1952 r. podczas pomiaru d³ugo^æci l¹dowania i badania w³æciwo^æci samolotu przy dobiegu z zahamowanymi ko³ami, przednie podwozie zosta³o powa³nie uszkodzone. Samolot zosta³ odstawiony do hangaru i z wyremontowania zrezygnowano.. W tym okresie maszyn¹ przej³o na powrót wojsko, przeznaczaj¹c j¹ jako nieruchomy cel na poligonie lotniczym.

Niekorzystne warunki rozwoju: rozwi¹zanie biura konstrukcyjnego, spadek zainteresowania ze strony zamawiaj¹cych oraz brak odpowiednich jednostek nap³edowych sprawi³y, ³e o samolocie wkrótce zapomniano. Z perspektywy mo³na jednak stwierdzi³, ³e LWD Mi^æ odznacza³ si³e, jak na owe czasy, nowoczesnym uk³adem konstrukcyjnym, stwarzaj¹cym dogodne warunki dla desantowania i transportu. Uk³ad dwusilnikowego g³ornop³ata z przestrzennym kad³ubem i tr³ójpodporowym podwoziem sta³ si³e p³Ńniej obowi¹zuj¹cy dla maszyn tej klasy w transporcie powietrznym.

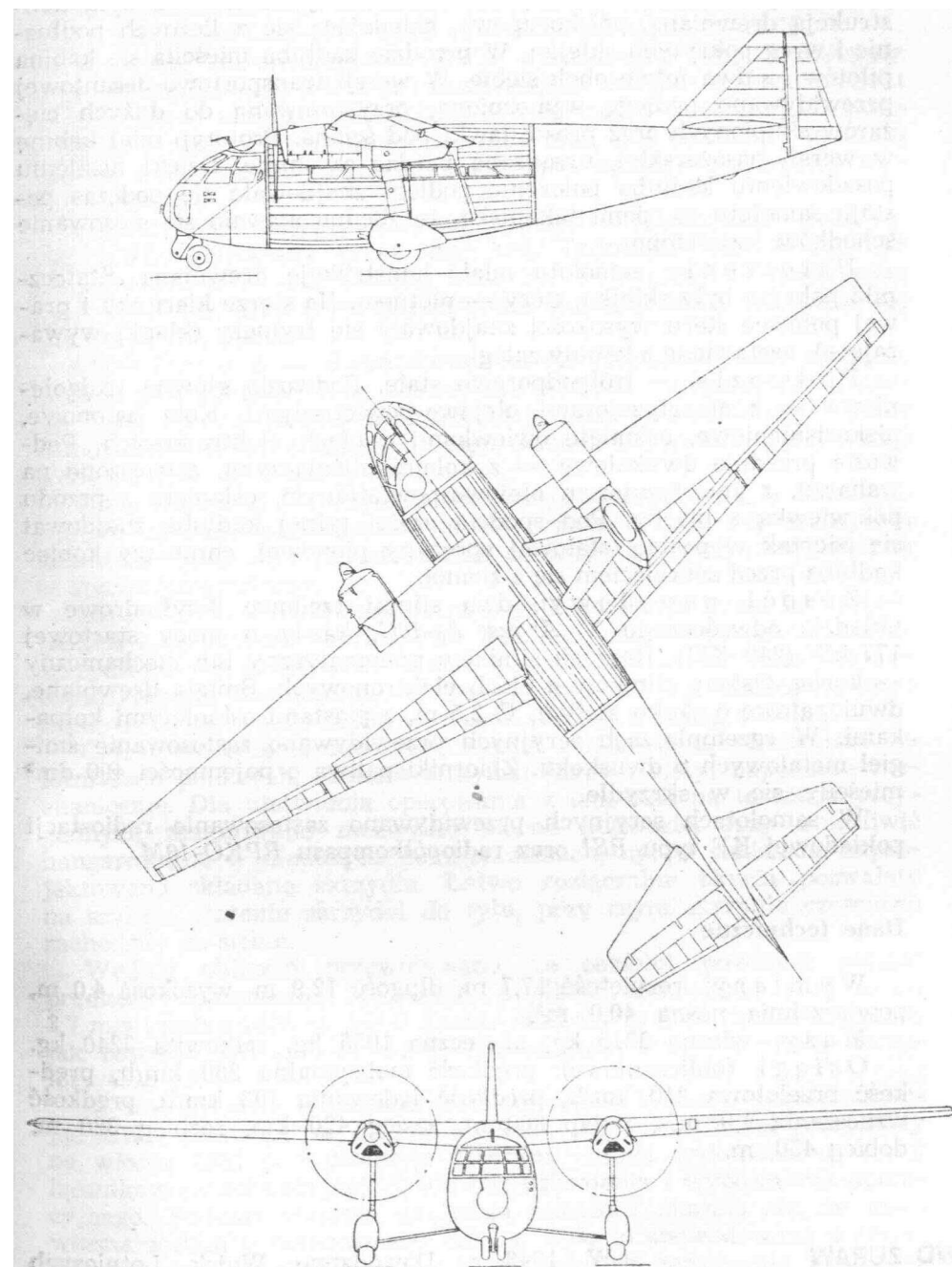
Przeznaczenie, konstrukcja i dane techniczne

Samolot do^æwiadczalny i transportowy przeznaczony do desantowania z powietrza, desantowania na ziemi, transportu ³adunku oraz w wersji pasażerskiej do przewozu 8 pasażerów + 2 cz³onków za³ogi.

Dwusilnikowy g³ornop³at, o konstrukcji mieszanej, z podwoziem tr³ójpodporowym sta³ym (rys. 308).

Skrzyd³a — wolnono^æne, niedzielone wykonane jako jedna ca³o^ææ. Obrys trapezowy. Konstrukcja — drewniana dwud³ywigarowa, z kesonem dwukomorowym. Sklejka kesonu oklejona p³ótnem, reszta pokrycia — p³ótnem. Lotki typu Fryze — szczelinowe, dwudzielne, wychylane r³Ńnicowe, wywa³one masowo, mia³y trymery (klapki wywa³aj¹ce), sterowane z kabiny za³ogi. Pomi³dy lotkami a kad³ubem znajdowa³y si³e klapy szczelinowe z nap³edem hydraulicznym. W kesonie prawego skrzyd³a mie³ci³ si³e reflektor do l¹dowania.

Kad³ub w cz³eci przedniej i ³rodkowej wykonany by³ jako kratownica przestrzenna, spawana z rur stalowych. Sama kabina za³ogi



'Rys. 308. Sylwetka samolotu LWD Mie

spoczywa³a na dwu wysięgnikach. Czêœæ przednia by³a pokryta blach¹ (pokryciem nie pracuj¹cym), a czêœæ œrodkowa, oprofilowana listwami drewnianymi, pokryta by³a p³ótnem. Czêœæ tylna kad³uba by³a konstrukcj¹ drewnian¹, pó³skorupow¹, sk³adaj¹c¹ siê z licznych pod³u¿nie i wrêg pokrytych sklejk¹. W przodzie kad³uba mieci³a siê kabina, pilotów — dwa fotele obok siebie. W wersji transportowo-desantowej przewidywano pod³ogê wzmocnion¹, przystosowan¹ do du¿ych ciê¿arów skupionych oraz proste ³awki pod œcian¹. Prototyp mia³ kabinê w wersji pasażerskiej, urz¹dzon¹ bardzo skromnie. Dziêki niskiemu posadowieniu kad³uba po³o¿enie pod³ogi znajdowa³o siê podczas postoju samolotu na ziemi tak nisko, ¿e zbêdne stawa³o siê stosowanie schodków czy stopni.

Usterzenie samolotu mia³o konstrukcjê drewnian¹. Stateczniki pokryte by³y sklejk¹, stery — p³ótnem. Na sterze kierunku i prawej po³ówce steru wysokoœci znajdowa³y siê trymery (klapki wywa¿aj¹ce), nastawiane z kabiny za³ogi.

Podwozie — trójpodporowe sta³e. Podwozie g³ówne trójgole[^]niowe — z amortyzatorami olejowo-powietrznymi. Ko³a balonowe,, niskociœnieniowe, os³oniête owiewkami z blach elektronowych. Podwozie przednie dwuko³owe — z ko³ami bliŹniaczymi, zawieszone na wahaczu, z amortyzatorem olejowo-powietrznym, os³oniête z przodu pó³owiewk¹ z blachy. Pod spodem czêœci tylnej kad³uba znajdowa³-siê zderzak w postaci stalowej sprê¿yny pionowej, chroni¹czy koniec kad³uba przed zetkniêciem siê z ziemi¹.

Zespó³ napêdowy: dwa silniki rzêdowe 8-cylindrowe w uk³adzie odwróconego V *Argus As-10C*, ka¿dy o mocy startowej 177 kW (240 KM). Rozruch silników pneumatyczny lub mechaniczny — korb¹. Os³ony silników z blach elektronowych. Œmig³a drewniane[^] dwu³opatowe o skoku sta³ym, 0 2,5 m, z piastami os³oniêtymi ko³pakami. W egzemplarzach seryjnych przewidywano zastosowanie œmig³ metalowych o dwuskoku. Zbiorniki paliwa o pojemnoœci 490 dm³ mieci³y siê w skrzydle.

W samolotach seryjnych przewidywano zastosowanie radiostacji pok³adowej KF typu *RSI* oraz radiopó³kompasu *RPKO-WM*.

Dane techniczne

Wymiary: rozpiêtoœæ 17,7 m, d³ugoœæ 12,9 m, wysokoœæ 4,0 m,, powierzchnia noœna 40,0 m².

Masy: w³asna 2215 kg, u¿yteczna 1035 kg, ca³kowita 3240 kg.

Osi¹gi (obliczeniowe): prêdkoœæ maksymalna 260 km/h, prêdkoœæ przelotowa 210 km/h, prêdkoœæ l¹dowania 103 km/h, prêdkoœæ wznoszenia 1,0 m/s, pu³ap 800 m, zasiêg 420 km, rozbieg 320 m, dobieg 450 m.

widywano wykorzystanie *urawia* w wersjach: szkolnej, bombowej, sanitarnej, transportowej i aerofoto. Wed³ug za³o¿eñ samolot mia³ zatem spe³niaæ rolê uniwersaln¹, jak¹ dot¹d wykonywa³y samoloty *Po-2* i licencyjne *CSS-13*. Napêd mia³ stanowiaæ silnik *M-11FR*.

W biurze konstrukcyjnym LWD opracowano projekt wstêpny w piêciu wariantach, z których zamawiaj¹cy dokona³ wyboru modelu w klasycznym uk³adzie górnop³ata, o konstrukcji mieszanej. Zgodnie z danymi wyjêciowymi nowy samolot mia³ siê odznaczaæ krótkim startem i l¹dowaniem. Ponadto postawiono wysokie wymagania wytrzyma³oœciowe.

Projekt konstrukcyjny *urawia* wykona³ w latach 1949—1950 zespó³ LWD, kierowany przez mgr. in¿. Tadeusza So³tyka. Zgodnie z zamówieniem wojska samolot mia³ byæ budowany w trzech wersjach A, B i C, przy czym poszczególne odmiany mia³y odznaczaæ siê nastêpuj¹cymi cechami:

LWD *uraw A* — dwuosobowa wersja ³¹cznikowo-obszernyjna, uzbrojona w ruchomy k.m. *SzKas*, ka³. 7,62 mm, wyposa¿ona w aparat fotograficzny, pok³adow¹ radiostacjê nadawczo-odbiorcz¹ i pe³ne wyposa¿enie do lotów nocnych. Masa ca³kowita maszyny w tej wersji wynosi³a 1157 kg, a zasiêg 852 km.

LWD *uraw B* — trzyosobowa wersja transportowa, o kombinowanym uk³adzie przystosowanym do przewozu osób lub transportu ³adunków, mia³a byæ przystosowana do lotów nocnych i wyposa¿ona w aparat fotograficzny.

LWD *uraw C* — dwuosobowa wersja bombowa mia³a byæ uzbrojona w k.m, ruchomy *SzKas*, ka³. 7,62 mm, oraz wyposa¿ona w podskrzyd³owe i podkad³ubowe zamki, pozwalaj¹ce na zabranie ³adunku bomb ró¿nych wagomiarów, o ³¹cznej masie 230 kg. Ca³kowita masa maszyny w tej wersji mia³a wynosiæ 1450 kg, a zasiêg 955 km.

Celem osi¹gniêcia krótkiego startu i l¹dowania, szczególnie na lotniskach polowych, samolot otrzyma³ klapy i s³oty, napêdzane mechanicznie. Dla u³atwienia operowania z l¹dowisk na terenach przygodnych zastosowano niezwykle mocne podwozie. Aby umo¿liwiæ hangarowanie w niedu¿ych pomieszczeniach, np. w stodo³ach, zaprojektowano sk³adane skrzyd³a. Łatwo roz³¹czalne okucia pozwala³y na szybkie z³o¿enie skrzyde³ do ty³u, przy czym skrzyd³a czêœciowo zachodzi³y na siebie.

Wed³ug obliczeñ przewidywano, ¿e samolot powinien osi¹gaæ prêdkoœæ maksymaln¹ 213 km/h, prêdkoœæ wznoszenia przy ziemi 3,7 m/s i pu³ap 4400 m. LWD *uraw* mia³ zatem przekraczaæ osi¹gami, jak równie¿ zaletami eksploatacyjnymi dotychczas stosowane samoloty *CSS-13*.

W miêdzy czasie zreorganizowano przemys³ lotniczy, przemianowuj¹c LWD na WSK nr 5. Pod znakami tej firmy zosta³ ukoñczony na wiosnê 1951 r. I prototyp. Maszyna zosta³a wykonana w wersji ³¹cznikowo-obszernyjnej A, ale bez uzbrojenia i wyposa¿enia operacyjnego. Podczas wa¿enia gotowego samolotu okaza³o siê, ¿e masa w³asna zosta³a przekroczona o 160 kg. By³o to spowodowane przewymiarowaniem konstrukcji, wynik³ym wskutek zaostrenia kryteriów wysokiej wytrzyma³oœci p³atowca obliczanego na przypadek l¹dowania z przepadniêciem.

Pierwszy lot na *urawiu A* (rys. 309) zosta³ wykonany w dniu 16 V 1951 r. Wkrótce po oblataniu prototyp zosta³ przekazany do

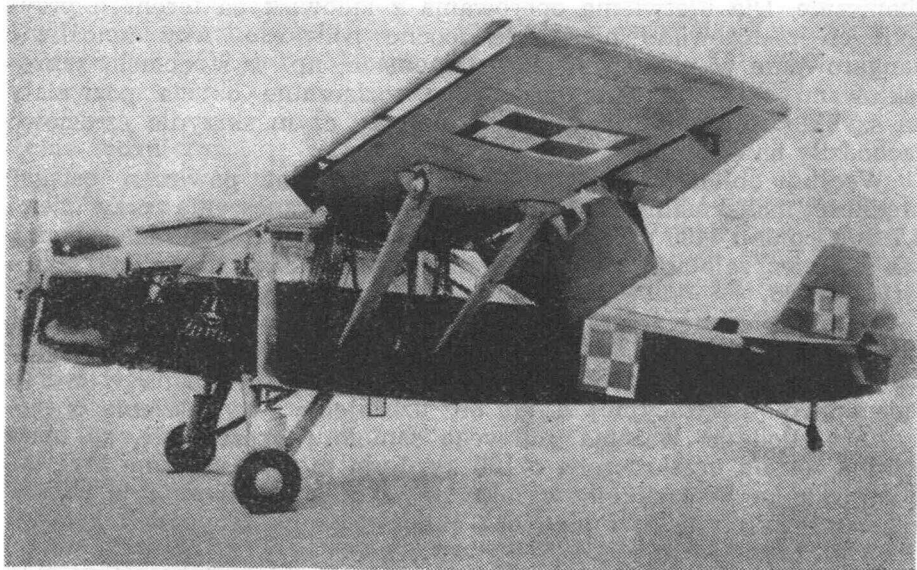
LWD *uraw*

W 1948 r. Dowództwo Wojsk Lotniczych zleci³o Lotniczemu Warsztatowi Doœwiadczaln¹ym opracowanie i budowê prototypu samolotu wielozadaniowego *uraw*, który przede wszystkim mia³ znaleŹæ zastosowanie jako maszyna ³¹cznikowa i obserwacyjna. Ponadto prze-



Rys. 309. Samolot wielozadaniowy LWD Ćuraw A

Instytutu Lotnictwa, gdzie w 1951 r. przeszedł próby państwowe. Przekroczenie masy konstrukcji spowodowało konieczność ograniczenia masy użytkowej, ponieważ przy pierwotnie zakładanym ładunku samolot wykazywał znacznie słabsze osiągi od przewidywanych w projekcie. Oprócz tego zastosowany silnik okazał się jednak za słaby w stosunku do wymagań stawianych samolotowi zarówno w zakresie udźwigu, jak i osiągnięć. Próby w locie wykazały, że pomimo obniżo-



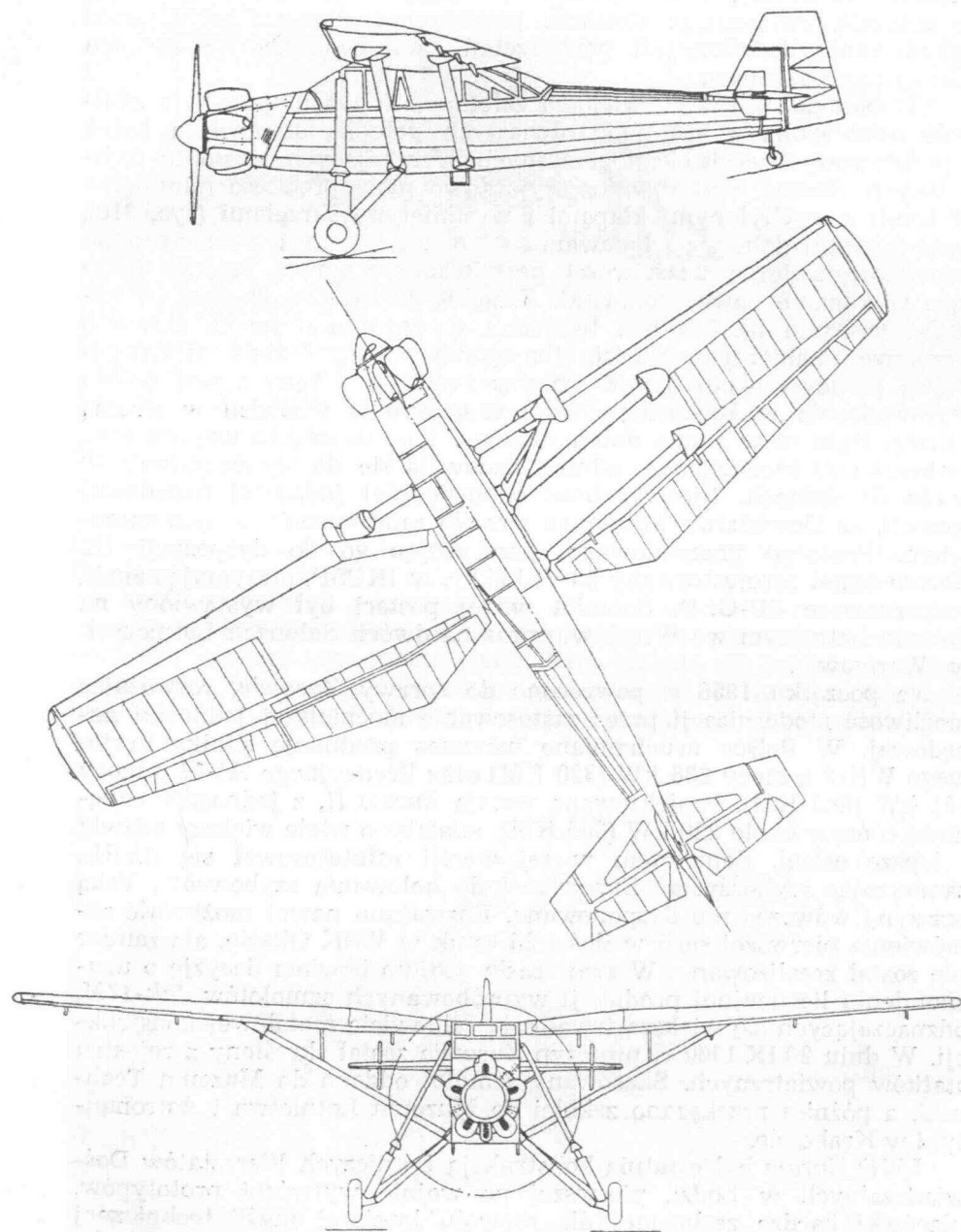
Rys. 310. Samolot LWD Ćuraw A z boku. Widoczne wychylone klapy skrzydłowe

nych osiągnięć maszyna jest stateczna dla całego zakresu prędkości, przy czym wykazuje dobre właściwości dla małych prędkości lotu. Podczas prób ujawniono również kilka usterek, w tym nieco za małą skuteczność lotek i steru kierunku. W czasie trwania prób usunięto te ostatnie, zwiększając stosunek powierzchni statecznika-ster, przez zabudowanie dodatkowych powierzchni zamocowanych na końcach statecznika poziomego.

Samolot odznaczał się wieloma zaletami. Najważniejszą była zdolność operowania z krótkich trawiastych poletek, stanowiła jedną z podstawowych cech eksploatacyjnych, wynikających z założeń technicznych. Ćuraw miał również wyjątkowo małą prędkość minimalną 60 km/h z wychylonymi klapami i wysuniętymi skrzelami (rys. 310), bardzo krótki dobieg po lądowaniu 65 m na trawie z zastosowaniem hamulców, świetne właściwości przeciwkorkociągowe, uniemożliwiające wykonanie nawet póżwiti. Samolot po utracie prędkości przepadał łagodnie na łeb bez tendencji do zwalania się na skrzydło i ponownie nabierał prędkości, albo opadał w pozycji zadartej z prędkości pionowej około 8 m/s. Po przecignięciu i uporczywej próbie wprowadzenia w korkociąg Ćuraw samoczynnie wchodził w stromą spiralę. Była to w sumie dobra maszyna i po usunięciu usterek oraz zastosowaniu mocniejszego silnika nadawała się do wykorzystania w wielu dziedzinach. Niestety brak odpowiedniej jednostki napędowej sprawił, że Dowództwo Lotnictwa straciło zainteresowanie tym samolotem. Prototyp przeladowano, przekazując go do dyspozycji IL. Ćuraw został zarejestrowany 23 VI 1952 r. w IKCSP, otrzymując znaki rozpoznawcze SP-GLB. Samolot w tej postaci był wystawiony na Salonie Lotniczym we Wrocławiu oraz na dwóch Salonach Lotniczych w Warszawie.

Na początku 1956 r. powrócono do sprawy Ćurawia, rozważając możliwość modernizacji przez zastosowanie mocniejszej jednostki napędowej. W Polsce uruchamiano wówczas produkcję silnika krajowego WN-3 o mocy 236 kW (320 KM) oraz licencyjnego AI-14 o mocy 191 kW (260 KM). Projektowana wersja Ćuraw II, z jednostką napędową o mocy około 220 kW (300 KM), miała być o wiele większy udźwig i lepsze osiągi. Samolotem w tej wersji zainteresował się APRL, zamierzając wykorzystać Ćurawia II do holowania szybowców. Taką maszyną wówczas nie dysponowano. Rozważano nawet możliwość zamówienia pierwszej serii w ilości 25 sztuk w WSK Okęcie, ale zamiar nie został zrealizowany. W tym czasie podjęto bowiem decyzję o uruchomieniu licencyjnej produkcji wypróbowanych samolotów Jak-12M, odznaczających się większą trwałością całkowicie metalowej konstrukcji. W dniu 28 IX 1960 r. prototyp Ćurawia został skreślony z rejestru statków powietrznych. Skasowany samolot oddano do Muzeum Techniki, a później przekazano z kolei do Muzeum Lotnictwa i Astronautyki w Krakowie.

LWD Ćuraw był ostatnią konstrukcją Lotniczych Warsztatów Doświadczalnych w Łodzi, pierwszej po wojnie wytwórni prototypów, placówki bardzo zasłużonej dla rozwoju lotniczej myśli technicznej w Polsce Ludowej. Po zlikwidowaniu LWD i przeniesieniu konstruktorów do innych instytucji, związanych z rozbudową przemysłu lotniczego, Ćuraw pozostał w roli maszyny, dla której zainteresowanie zmalało. Stąd może zbyt szybko zrezygnowano z tego błądliwie udanego samolotu i powrócono doń po kilku latach wówczas, gdy się



Sylwetka samolotu LWD Łuraw A.

praktycznie zdezaktualizowa³. Niemniej jednak zapomniany Łuraw stanowi³ kolejny stopień rozwoju w klasie wielozadaniowych samolotów wojskowych.

Przeznaczenie, konstrukcja, uzbrojenie

Samolot wielozadaniowy: ³¹cznikowo-obserwacyjny, transportowy, lekki bombowy, sanitarny i aerofoto. Istnia³a równieŹ moŹliwoœæ wykorzystania maszyny w wersji szkolnej i aeroklubowej do holowania szybowców i wywoŹenia skoczków spadochronowych (rys. 311).

Jednosilnikowy, dwu-trzyosobowy górnop³at z podwoziem sta³ym. Konstrukcja p³atowca mieszana.

Skrzyd³a — dwudzielne, dwudŹwigarowe, o obrysie dwutrapezowym, z lekkim skosem do przodu. Do transportu lub hangarowania skrzyd³a mog³y byæ sk³adane do ty³u. Konstrukcja — drewniana. Pokrycie p³ata na nosku i górnej powierzchni miêdzydŹwigarowej ze sklejki, reszta kryta p³ótnem. Skrzyd³a podparte by³y par¹ zastrza³ów z rur duralowych, o przekroju kropłowym. Lotki szczelinowe, wychylane róŹnicowo. DuŹe klapy szczelinowe, tzw. pó³-Fowler, pokryte by³y p³ótnem. Wzd³uŹ ca³ej krawêdзи natarcia znajdowa³y siê skrzela uruchamiane rêcznie z kabiny pilotów.

Kad³ub — kratownica przestrzenna, spawana z rur chromolibdenowych. Oprofilowanie z listw drewnianych, pokrycie p³ótnem. Kabina dwu- lub trzyosobowa. PilotuŹ by³ moŹliwy równieŹ z drugiego miejsca. Os³ona kabiny bogato oszklona. Tylna górna czêœæ os³ony unoszona by³a do góry dla umoŹliwienia operowania k.m. lub w wersji sanitarnej — dla u³atwienia wsuniêcia noszy.

Usterzenie — drewniane. Keson pokryty sklej¹, reszta p³ótnem. Stery wywaŹone masowo i aerodynamicznie za pomoc¹ powierzchni rogowych.

Podwozie — klasyczne — sta³e trójkoleniowe. Amortyzator olejowo-powietrzny konstrukcji LWD o duŹym skoku ca³kowitym 235 mm i wstêpnym ugiêciu 160 mm. Ko³a balonowe niskiego ciênienia. Kó³ko ogonowe umocowane obrotowo mia³o amortyzator olejowo-powietrzny LWD.

Źespó³ napêdowy — silnik M-11FR o mocy 118 kW (160 KM), rury wydechowe zebrane w kolektor z wylotem z lewej strony. Œmig³o sta³e dwuramiennie o œrednicy 2,4 m. Zbiorniki paliwa o pojemnoœci 160 dm³, umieszczone by³y w skrzyd³ach. Ze wzglêdu na ograniczon¹ masê uŹyteczn¹ zapas paliwa zmniejszono do 100 dm³.

Uzbrojenie — 1 k.m. SzKas ka³. 7,62 mm, w wersji C ³adunek bomb o ³¹cznej masie 230 kg.

Dane techniczne

Wyszczególnienie	Jedn. miary	Łuraw A*	Łuraw C**	Łuraw /***
Rozpiêtoœæ	m	11,70	11,70	11,70
Rozpiêtoœæ ze z ³ oŹonymi skrzyd ³ ami	m	4,42	4,42	4,42
DŹugoœæ	m	8,26	8,26	—
Wysokoœæ	m	2,98	2,98	2,98

Wyszczególnienie	Jedn. miary	$\bar{u}_{raw} A *$	$\bar{u}_{raw} C^{**}$	$\bar{u}_{raw} // **$
Pow. nożna	m ¹	21,12	21,12	21,12
Masa własna	kg	913	750	—
Masa użyteczna	kg	244	700	—
Masa całkowita	kg	1157	1450	1250
Prędkość maksymalna	km/h	168	213	265
Prędkość przelotowa	km/h	140	—	—
Prędkość lądowania	km/h	66	—	—
Prędkość wznoszenia	m/s	2,1	3,76	7,8
Pułap	m	2500	4400	5600
Zasięg	km	320	955	—
Rozbieg	m	264	—	—
Dobieg	m	65	—	—

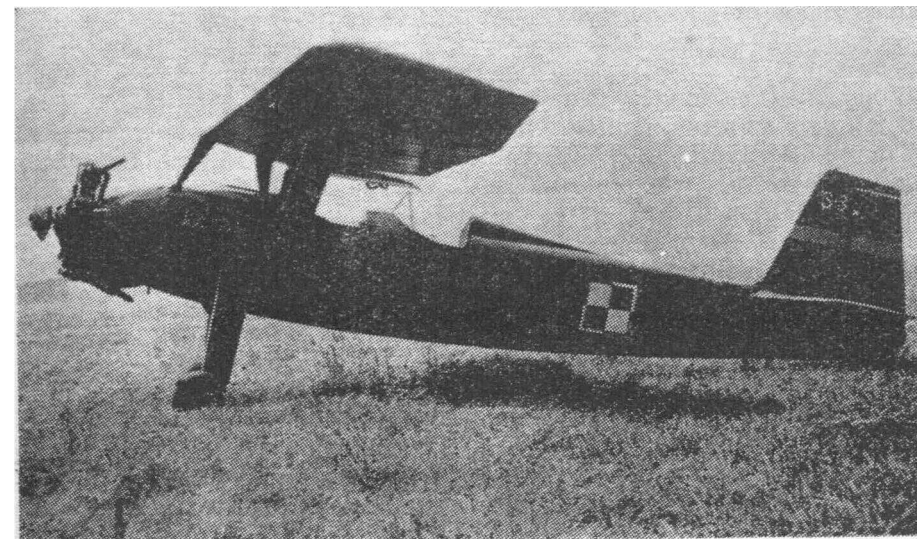
* Dane z badań i prób.

** Dane projektowe.

S-3, S-4 KANIA

Doświadczenia uzyskane przy budowie oraz eksploatacji samolotu *PZL S-1*, a ponadto wskazówki otrzymane z ówczesnego Głównego Instytutu Lotnictwa pozwoliły na opracowanie projektów następnych samolotów. Pierwszy z nich, S-2, nie został zrealizowany, pozostał w postaci rysunków. Kolejny, S-3 Kania, (rys. 312), zbudowano w Szybowcowych Zakładach Doświadczalnych w Bielsku i oblatano 17 V 1951 r. na lotnisku fabrycznym w Aleksandrowcach. Maszyna stanowiła dalszy etap studium rozwojowego konstrukcji kpt. inż. Eugeniusza Stankiewicza. Kolejny prototyp S-4 Kania 2 został opracowany w biurze konstrukcyjnym WSK Mielec i zbudowany w tej wytwórni w drugiej połowie 1956 r. Samolot wykonał premierowy lot 9 IX 1956 r. i jako pierwszy spośród rodziny S został zarejestrowany ze znakami SP-PAA. Ostatecznie dopracowany kształt maszyny reprezentował trzeci prototyp S-4 Kania 3, który zbudowano w Lotniczych Zakładach Naprawczych w Krośnie i oblatano w dniu 19 IX 1958 r. Samolot otrzymał znaki rejestracyjne SP-PBB (rys. 313). Również w Krośnie wykonano w 1963 r. drugi egzemplarz Kania 3, noszący rejestrację SP-PBE, ponadto wyremontowano SP-PBB, a SP-PAA doprowadzono do postaci finalnej.

Jakkolwiek pierwsze dwa prototypy S-1 i S-3 nosiły szachownicę, stanowiły propozycje sprzętowe dla wojska, to w swych ostatnich wersjach stały się typowymi maszynami aeroklubowymi, będącymi w pewnym stopniu odpowiednikiem przedwojennych *RWD-8*. Rozwinięty w drodze ewolucji samolot, przeszedł próby fabryczne i państwowe oraz eksploatację próbną, otrzymując opinię maszyny udanej, mającej prawidłowe cechy pilotażowe. S-4 Kania 3 został dopuszczony do eksploatacji w zakresie nauki pilotażu, akrobacji podstawowej, lądowania w terenie przygodnym i holowania szybowców — nawet trzech, pod warunkiem, że ich wspólna masa nie przekroczy 900 kg. Pomimo, że Kania zdobyła znaczną popularność, do produkcji seryjnej tego udanego samolotu nie doszło. Główną przyczyną stało się zaprze-



Rys. 312. Prototyp S-3 Kania

stanie w 1957 r. produkcji silników *M-11D*, stanowiących napęd Kania. Ponadto w 1963 r. pojawił się samolot *PZL-104 Wilga*, odznaczający się nowocześniejszymi rozwiązaniami konstrukcyjnymi i wyższymi walorami eksploatacyjnymi.

Obecnie trzeci prototyp S-4 Kania-3 SP-PBB znajduje się w Muzeum Lotnictwa i Astronautyki w Krakowie, a jego wtórnik SP-PBE jest używany nadal w Aeroklubie Mieleskim.



Rys. 313. S-4 Kania 3

Konstrukcja (S-4 Kania-3)

Samolot szkolno-³¹cznikowy, dwuosobowy górnop³at — parasol o konstrukcji ca³kowicie drewnianej.

Skrzyd³a — jednod³wigarowe, dwudzielne (bez baldachimu), wsparte na piramidce i podparte pojedynczymi zastrza³ami. Naprzeciw lotek znajdowa³y się sta³e skrzela. Pokrycie kesonu sklejk¹, reszta pokryta p³ótnem.

Kad³ub — o konstrukcji p³óskorupowej. Przód, do przegrody ogniowej — pokryty blach¹. Pokrycie pracuj¹ce by³o wykonane ze sklejk¹ oklejonej p³ótnem.

Usterzenie — klasyczne. Stateczniki pokryte sklejk¹, stery p³ótnem. Ster kierunku mia³ rogowe wyważenie aerodynamiczne. Wszystkie stery mia³y blaszki wyważaj¹ce.

Podwozie — dwupodporowe sta³e. Podwozie g³ówne trójgoleniowe, bezosiowe, mia³o golenie boczne, po³¹czone pokryciem z p³ótna. Amortyzacja za pomoc¹ sznurów gumowych. Ogumienie balonowe — niskiego ciśnienia. P³oza ogonowa, obrotowa, amortyzowana sznurem gumowym.

Zespó³ napêdowy: silnik gwiazdowy M-11D o mocy startowej 92 kW (125 KM), i trwa³ej 85 kW (115 KM). Ćmig³o drewniane sta³e.

Dane techniczne (S-4 Kania-3): długość 12,16 m, d³ugość 8,72 m, wysokość 2,35 m,

powierzchnia nośna 19,70 m².

Masy: w³asna 660 kg, u³yteczna 315 kg, ca³kowita 975 kg.

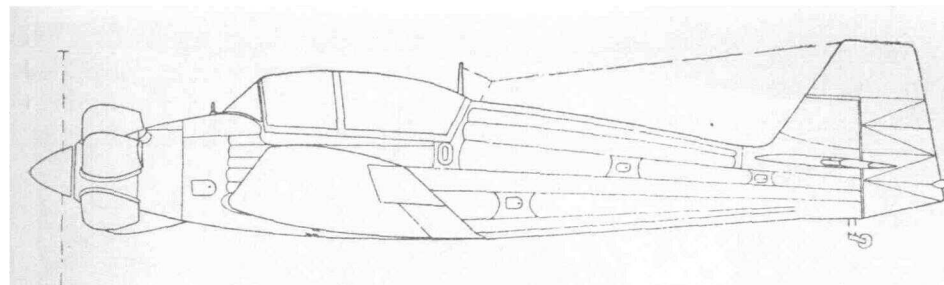
Osi¹gi: prędkość maksymalna 171 km/h, prędkość przelotowa 130 km/h, prędkość wznoszenia 4,5 m/s, pu³ap 5100 m, zasięg 580 km, rozbieg 84 m, dobieg 86 m.

TS-7 CHWAT

W sierpniu 1952 r. powo³ano w Instytucie Lotnictwa nowe konstrukcyjne biuro p³atowcowe, zorganizowane i kierowane przez mgr. inż. Tadeusza So³tyka. Pierwszym podjętym tematem by³ projekt TS-7 Chwat, stanowi¹cy dalsze rozwinięcie samolotu LWD Junak-2 (rys. 314).

Koncepcja TS-7 mia³a na celu wprowadzenie do procesu szkolenia elementu wyrobienia nawyków u ucznia pilota do wykonywania odpowiednich czynno³ci przy chowaniu podwozia po starcie i wypuszczaniu przed l¹dowaniem. Chwat mia³ zast¹pić w szko³ach lotniczych importowane samoloty typu Jak-18.

Projektowana maszyna otrzyma³a identyczn¹ konstrukcję co Junak-2, zachowuj¹c bez zmian kad³ub, Skrzyd³o, usterzenie i zespó³ napêdowy. Podstawow¹ różnicę stanowi³o dwuko³owe podwozie, sk³adane w skrzyd³o, w kierunku do kad³uba. Kó³ko ogonowe zosta³o jako sta³e, ale ze zmienion¹ amortyzacj¹, ze stalowego p³óresora, na amortyzator olejowo-powietrzny. Nastêpn¹ znaczn¹ zmian¹ by³a przebudowana os³ona kabiny, wykonana z dużych arkuszy wyoblane-



Rys. 314. Projekt samolotu JS-7 Chwat

go szk³a organicznego — podobna do tej, jak¹ otrzyma³ pó³niej TS-8 Bies. Chwat mia³ by³ wyposażony w pok³adow¹ radiostację krótkofalow¹ oraz radiop³ Kompas. Do pracy zespo³u konstruktorskiego zaangażowano również grupê technolotów dla dokonania analizy konstrukcji w celu uproszczenia technologii, zmniejszenia pracoch³onno³ci i materia³och³onno³ci produkcji.

Szybki rozwój procesu szkolenia sprawi³, że bardziej piln¹ sta³a się sprawa wprowadzenia samolotu z podwoziem trójpodporowym. W tej sytuacji zdecydowano zawiesić dalsze prace nad projektem TS-7 na rzecz zmodyfikowanego samolotu TS-9 Junak-3, maj¹cego podwozie sta³e z ko³em przednim.

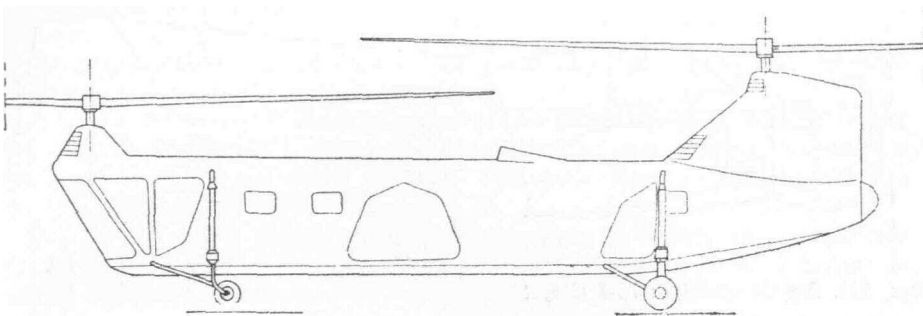
W 1954 r. zosta³ zorganizowany w Instytucie Lotnictwa kolejny zespó³ konstruktorski pod kierownictwem prof. dr. Franciszka Misztala. Jednym z pierwszych podjętych tematów by³ projekt wstępny bojowego samolotu odrzutowego, który otrzyma³ oznaczenie FM-13. Mia³ to by³ myśliwski samolot naddźwiękowy w uk³adzie delta, bez usterzenia poziomego, osi¹gaj¹cy liczbê Macha =1,5, analogiczny w przeznaczeniu do znanego pó³niej MiG-19.

FM-13 mia³ by³ proponowanym nastêpc¹ znajduj¹cych się wówczas w u³ytcu samolotów poddźwiękowych Lim. Wkrótce jednak z zamierzenia zrezygnowano, ponieważ IL nie dysponowa³ jeszcze w tym czasie odpowiednimi urz¹dzeniami badawczymi. Opracowanie FM-13 osi¹gnê³o zaledwie wstêpn¹ fazê studium. G³ównym tematem prac zespo³u prof. dr. Franciszka Misztala sta³y się nastêpnie samoloty transportowe FM-11 i FM-12.

W Instytucie Technicznym Lotnictwa by³ prowadzone od 1947 r. studia nad nieznanym w Polsce zagadnieniem konstrukcji Ćmig³owcowych. Ca³o³ci¹ prac kierowa³ mgr inż. Bronisław Turakowski. W efekcie ģmudnych i nowatorskich opracowań, przy współudziale dr. inż. Zbigniewa Brzoski i mgr. inż. Tadeusza Chylińskiego, powsta³ w 1951 r. pierwszy polski Ćmig³owiec doświadczalny BZ-1 GIL, napêdzany silnikiem Hirth HM504A2 o mocy 74 kW (100 KM). Za zrea-

FM-1

GIL-2 i Gil



Rys. 315. Projekt śmigłowca GIL-3

lizowanie tego pionierskiego przedsięwzięcia mgr inż. Zurakowski otrzymał w lipcu 1953 r. Nagrodę Państwową¹.

W 1954 r. mgr inż. Zurakowski zorganizował w Instytucie Lotnictwa śmigłowcowe biuro konstrukcyjne, które przystąpiło do opracowania projektu konstrukcyjnego śmigłowca śmigłowego GIL-4 (BZ-4 uk). W tym samym czasie wydzielono z biura grupę pod kierunkiem mgr inż. Jana Koźniewskiego, która rozpoczęła prace studyjne nad śmigłowcami transportowo-desantowymi, które otrzymały oznaczenia GIL-2 i GIL-3.

Projekt GIL-2 był śmigłowcem, stanowiłym rozwój koncepcji BZ-1 GIL, o układzie jednowirnikowym ze śmigłem ogonowym. Napęd stanowił silnik gwiazdowy, chłodzony powietrzem o mocy 515 kW (700 KM). GIL-3 był natomiast projektem ciężkiego śmigłowca o układzie dwuwirnikowym — podwójnym, w którym wirniki znajdowały się w tandemie jeden za drugim. Do napędu służył silnik gwiazdowy o mocy 618 kW (840 KM), umieszczony w kadłubie. Śmigłowiec ten miał obszerną kabinę ładunkową, duże drzwi i odpowiednio wzmocnioną podłogę. Był przystosowany do przewożenia ładunków lub desantu wojska (rys. 315). Obydwa projekty nie wyszły poza fazę studiów.

B2-4 UK

W pierwszej połowie lat pięćdziesiątych można było zaobserwować cięgle wzrastające zainteresowanie śmigłowcami zarówno ze strony lotnictwa wojskowego, jak również lotnictwa cywilnego.

Wiosną 1953 r. opracowano w Instytucie Lotnictwa projekt wstępnego śmigłowca wielozadaniowego GIL-4. Głównym konstruktorem był inż. Bronisław Zurakowski, który posiadał już doświadczenie uzyskane przy projektowaniu i budowie eksperymentalnego śmigłowca BZ-1 GIL. W 1954 r. zorganizowano w IL Biuro Konstrukcji Śmigłowców, którego kierownikiem został inż. Zurakowski. Pierwszym tematem były prace podjęte nad projektem konstrukcyjnym śmigłowca GIL-4, który otrzymał wówczas nowe oznaczenie B-4 i nazwę uk. Śmigłowiec zaprojektowano w układzie jedno-wirnikowym, stanowiłym modyfikację systemu Hillera z dodatkowym wirnikiem sterującym. Przewidywano wersję: dla lotnictwa wojskowego — śmigłownik 2-osobowy, ze zwiększonym zapasem paliwa, a dla lot-



Rys. 316. Pierwszy egzemplarz śmigłowca B-4 2uk (fot. IL)

nictwa cywilnego — pasażerski 4-osobowy, sanitarny, rolniczy i szkolny. Wariant szkolny można było uzyskać bez żadnych przeróbek, bowiem projekt zakładał dwuster z demontowaną jedną sterownicą. B-4 został pomyślany jako maszyna o nieskomplikowanej konstrukcji, co wywarło wpływ na prosty kształt bryły kadłuba i surowe wykończenie wnętrza kabiny. Założenia takie, możliwe do przyjęcia w pierwszej połowie lat pięćdziesiątych, stanowiły kilka lat później cechę ujemną, zmniejszającą walory eksploatacyjne śmigłowca.

Prace konstrukcyjne przeciągały się aż do 1956 r. Latem tego roku w Zakładzie Produkcji Doświadczalnej IL zakończono budowę pierwszego prototypu (rys. 316), który przedstawiono publiczności, jeszcze przed oblotem, na wystawie sprzętu lotniczego, zorganizowanej pod koniec sierpnia tego samego roku, obok portu na Okęciu. Badania śmigłowca na ziemi rozpoczęto jeszcze w tym samym roku, prowadząc je do połowy 1959 r. W trakcie prób następowały liczne przerwy, spowodowane uszkodzeniami różnych elementów, a następnie koniecznością dokonania napraw i poprawek, opóźniających jednak postęp prac.

Na uwagę zasługuje zespół napędowy. Bazując na wypróbowanym i dobrym silniku WN-3 opracowano w IL jego śmigłowcową odmianę WN-4. Głównym konstruktorem był mgr inż. Wiktor Narkiewicz. Kilka silników tego typu wykonano i przebadano w Instytucie w latach 1956—1957. Moc startowa silnika wynosiła 235 kW (320 KM), z tego 15 kW (20 KM) pochłaniał wentylator, przeznaczony do chłodzenia silnika. Silnik był konstrukcją udaną i rokował nadzieje zapewnienia niezawodnej pracy zespołowi. Mgr inż. W. Narkiewicz był również twórcą samoczynnego sprzęgła ciernego w zespole napędowym, na które uzyskał patent pracowniczy nr 39750.

W pierwszych tygodniach 1959 r. prototyp wypróbowano w lotach



Rys. 317. Ęmig³owiec⁻ uk³ podczas prób

na uwiêzi, a wkrótce po tym 10 lutego B⁻4 pilotowany przez oblatywacza IL mgr. inŹ. Ryszarda Witkows³niego wykona³ pierwsze loty swobodne. Ęmig³owiec wykazywa³ dobre w³aœciwoœci lotno-pilotaŹowe, by³ samostateczny w zawisie i w locie (rys. 317). Podczas prób wystêpowa³y jednak nadal usterki, powoduj¹ce czasem przerwy w lotach. Podczas kolejnego lotu w dniu 29 VIII 1959 r., wskutek b³êdu osoby szkol¹cej siê w pilotaŹu,³opaty wirnika noœnego uszkodzi³y belkê ogonow¹. Maszynê wyremontowano, ale prób nie wznowiono, a budowê bêd¹cych w koñcowej fazie montaŹu dwóch nastêpnych egzemplarzy przerwano. W po³owie 1960 r. us³owiono istniej¹ce egzemplarze⁻uka przekazaæ do WSK Ęwidnik, ale ze wzglêdu na niemoŹnoœæ dokonania weryfikacji stanu maszyn, a takŹe wskutek braku twórców Ęmig³owca w Ęwidniku, do przekazania ich i kontynuowania prac w WSK nie dosz³o. Przekazano tam jedynie dokumentacjê techniczn¹ wraz z kompletem rysunków warsztatowych.

Dwa lata póŹniej ukoñczono w Zak³adzie Produkcji Doœwiadczałnej IL drugi prototyp przeznaczony na wystawê „Ęmig³owce”, urz¹dzon¹ w 1962 r. przed PKiN (rys. 318). Maszyna ta rózni³a siê niektórymi szczegó³ami, jak np. zmian¹ w oszkleniu przedniej czêœci kad³uba, likwidacj¹ otwieranej sekcji w przodzie kad³uba (dla wsuwania noszy), dodatkowym trójk¹tnym oknem w dolnej partii przednich drzwi, sk³adanymi³opatami wirnika itp. Trzeci prototyp zosta³ nie ukoñczony. Wobec przerwania prac nad Ęmig³owcem zaniechano równieŹ dalszych badañ nad jego napêdem. Wp³yw na zdeaktualizowanie⁻uka mia³y przed³uŹaj¹ce siê próby i stosunkowo niski standard, nawi¹zuj¹cy do rozwi¹zañ z pierwszej po³owy lat piêædziesi¹tych. Ponadto w tym czasie podjêto w Polsce licencyjn¹ produkcjê



Rys. 318. Drugi prototyp Ęmig³owca B⁻4 na wystawie przed PKiN (fot. Andrzej Morga³a)

wypróbowanych Ęmig³owców Mi-1, które zaspokoi³y potrzeby lotnictwa wojskowego i cywilnego.

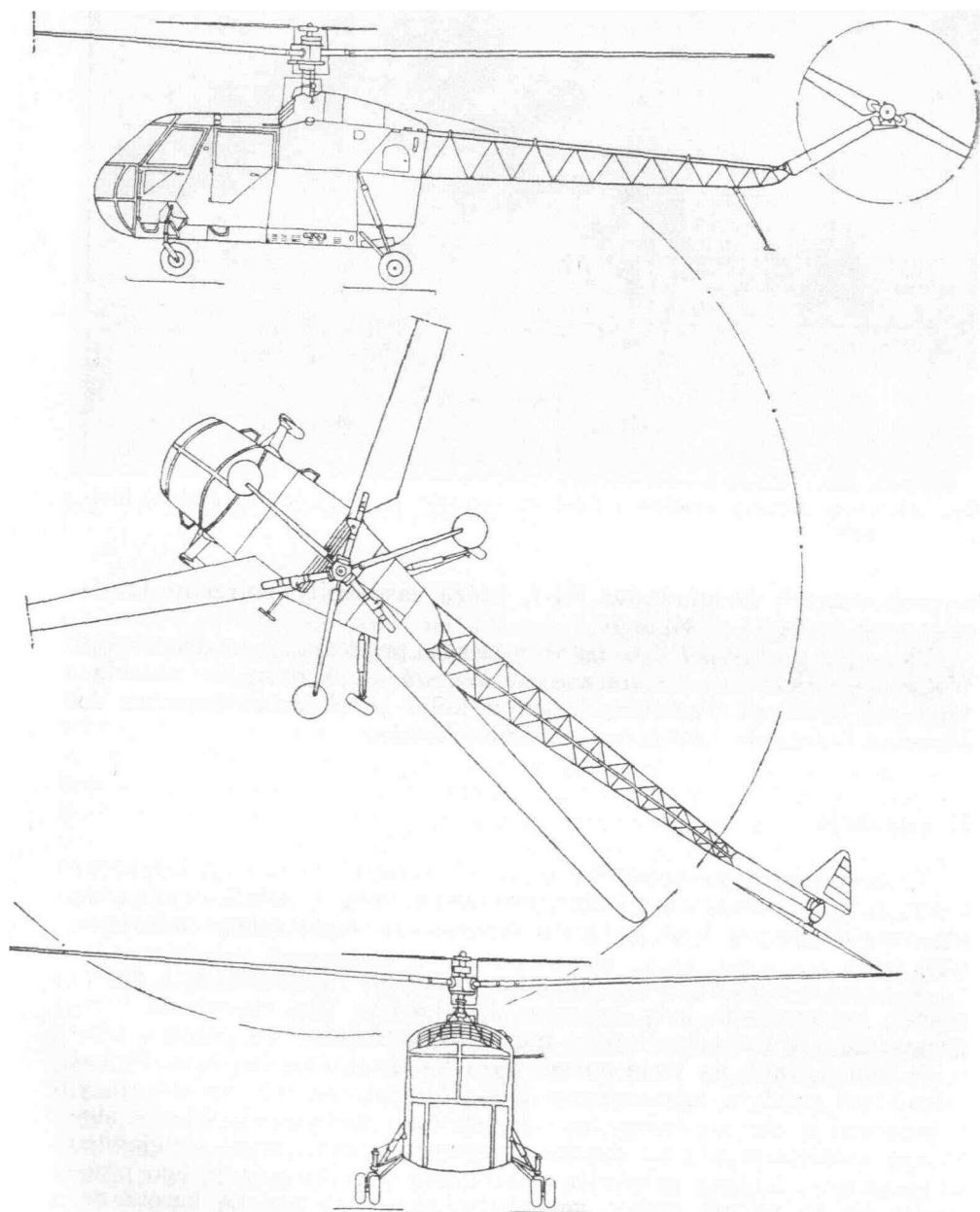
Pierwszy prototyp B⁻4 zosta³ z czasem przekazany do dyspozycji Wojskowej Akademii Technicznej w Warszawie, a drugi — nieoblatany do Muzeum Techniki, które z kolei przekaza³o eksponat do Muzeum Lotnictwa i Astronautyki w Krakowie.

Konstrukcja

Czteromiejscowy Ęmig³owiec wielozadaniowy:³icznikowy, transportowy, szkolny i sanitarny. Uk³ad jednowirnikowy z dodatkowym wirnikiem steruj¹cym i ze Ęmig³em ogonowym. Konstrukcja mieszana (rys. 319).

Wirnik noœny — tróŹopatowy. Łopaty o konstrukcji drewnianej, zamocowane by³y sztywno do g³owicy. Dla u³atwienia hangarowania i transportu,³opaty moŹna by³o sk³adaæ do przodu. G³owicê zamocowano na wale napêdowym na przegubie Cardana. Ponad wirnikiem noœnym zamocowany by³ tróŹopatowy wirnik steruj¹cy, z³opatami o obrysie ko³owym i konstrukcji metalowej. Wirnik steruj¹cy zmniejsza³ si³y na dr¹Źku sterowym i ustatecznia³ Ęmig³owiec dynamicznie. Zmiana po³oŹenia p³aszczyzny wirnika steruj¹cego przenosi³a siê na wirnik noœny, powoduj¹c okresow¹ zmianê k¹tów nastawienia, czyli okresowe przekrêcanie³opat noœnych.

Kad³ub by³ kratownic¹ przestrzenn¹, spawan¹ z rur stalowych. Pokrycie niepracuj¹ce z blach duralowych. Czêœæ przednia bogato-oszklona mieœci³a kabinê, w której znajdowa³y siê z przodu dwa fotele, a z ty³u kanapa. Z kaŹdej strony by³o dwoje drzwi wejœciowych.



Rys. 319. Sylwetka śmigłowca BZ-4 Zuko

Otwierany przód kadłuba umożliwia usuwanie noszy w wersji sanitarnej. Środkowa część kadłuba zajmowała przedział silnika wraz z przekładnią główną. Z tyłu kadłuba przymocowana była belka ogonowa, o przekroju poprzecznym trójkątnym, z wierzchołkiem zwróconym ku dołowi. Kratownica belki nie miała żadnego pokrycia. Na skośnej belce końcowej znajdowała się mały statecznik nastawny w locie.

Zespół napędowy — siedmiocyldrowy bezsprężarkowy — silnik gwiazdowy WN-4 o mocy startowej 236 kW (320 KM). Silnik zabudowany był w pozycji leżącej. Chłodzenie cylindrów zapewniał wentylator osadzony na wale silnika i przedmuchujący powietrze przez specjalną obudowę. Rozruch odbywał się za pomocą sprężonego powietrza. Nad silnikiem znajdowała się zawieszona elastycznie głowica o przełożeniu 10:1, połączona z silnikiem wałem i sprzęgłem ręciowym, zbudowanym według oryginalnego pomysłu mgr. inż. Wiktora Narkiewicza. Dwa zbiorniki paliwa, o łącznej pojemności 220 dm³, mieściły się jeden pod kanapą pasażerów, a drugi w tyle kadłuba. Chłodnica, znajdująca się w chwycie powietrza nad kabiną, połączona była ze zbiornikiem oleju o pojemności 24 dm³, znajdującym się w tylnej części kadłuba, nad drugim zbiornikiem paliwa.

Podwozie było czterokołowe — przednie jednogoleniowe na wysięgnikach i z amortyzatorami olejowymi małego skoku. Koła samonastawne. Podwozie tylne dwugoleniowe z amortyzatorami olejowo-powietrznymi. Piasty kół pozbawione były hamulców.

Wyposażenie: pokładowa radiostacja nadawczo-odbiorcza, silny reflektor do lądowania, rakietnica sygnalizacyjna.

Dane techniczne

Wymiary: średnica wirnika nośnego 12,00 m, długość kadłuba 10,55 m, długość maksymalna 12,75 m, wysokość 2,60 m, powierzchnia tarczy wirnika nośnego 113,0 m².

Masy: własna 1050 kg, użyteczna 450 kg, całkowita 1500 kg.

Osłogi: prędkość maksymalna 156 km/h, prędkość przelotowa 125 km/h, prędkość ekonomiczna 80 km/h, prędkość wznoszenia 4,6 m/s, pułap statyczny 600 m, pułap dynamiczny 3000 m, zasięg 260 km, maksymalny czas trwania lotu 2,5 h.

W 1954 r. zostały opracowane w Instytucie Lotnictwa przez zespół prof. dr. inż. Franciszka Misztala dwa projekty samolotów pasażersko-transportowych *FM-11* i *FM-12*. Pierwszy — 12-osobowy, o rozpiętości 17,6 m, miał być napędzany dwoma projektowanymi silnikami WN-5, każdy o mocy 331 kW (450 KM). Drugi — 16-osobowy, o rozpiętości 21,0 m miał mieć silnik ASz-21, 2X515 kW (700 KM). Podstawowym założeniem w danych wyjściowych było stworzenie samolotu bardziej ekonomicznego w komunikacji krajowej od standardowego Li-2, pochodzącego z drugiej połowy lat trzydziestych. Po dołączeniu do zespołu prof. dr. inż. Leszka Dulęby powstał w 1956 r. nowy projekt 14-miejscowego samolotu, oznaczony *MD-12*, który oparty był

MD-12

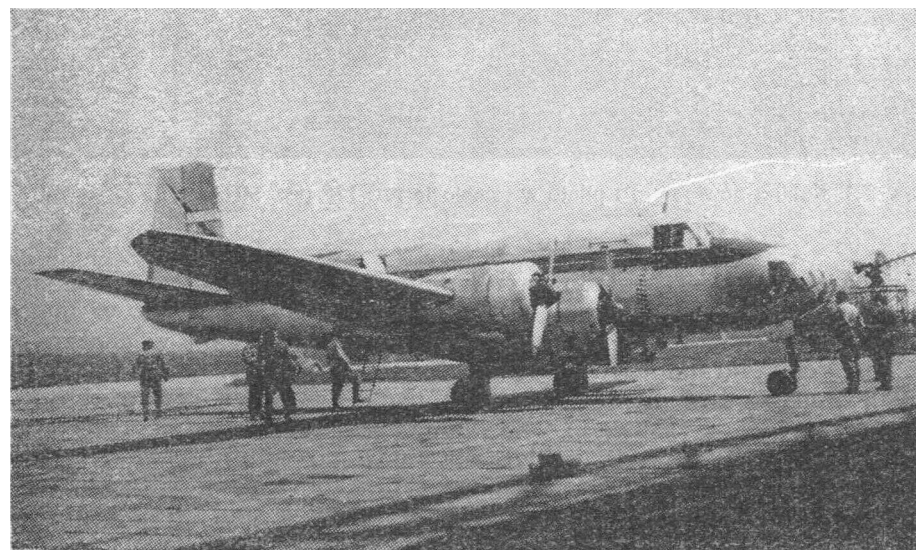
o koncepcję *FM-12* i doświadczenie uzyskane z prób z prototypem *CSS-12*, zbudowanym i oblatanym w 1950 r., a którego próby wznowiono w 1955 r. Według I wersji projektu wstępnego *MD-12/2s* mia³ być napędzany dwoma silnikami *ASz-21*. Usterzenie ogonowe było zaprojektowane w układzie T. Model tunelowy tej wersji był pokazany publicznie podczas obchodów jednego ze świąt 1 Maja, w Warszawie, gdzie był niesiony w pochodzie przez pracowników Instytutu Lotnictwa i przemysłu lotniczego. Wobec zaniechania w ZSRR produkcji silników *ASz-21*, podjęto decyzję zastąpienia ich silnikami produkcji krajowej *WN-3*, których seryjną produkcję rozpoczynano dla samolotu *TS-8 Bies*. Niższa moc silników spowodowała potrzebę przejścia na układ 4-silnikowy. Okazało się przy tym, że rozwiązanie to jest bardziej ekonomiczne i wygodniejsze od układu 2-silnikowego. Również liczbę miejsc pasażerskich zwiększono do 20 foteli. W 1957 r. zespół prof. dr. inż. Misztala i prof. dr. inż. Dulęby został przeniesiony do Ośrodka Konstrukcji Lotniczych przy WSK Okęcie, gdzie powstał pierwszy egzemplarz samolotu *MD-12*, przeznaczony do prób statycznych, ukończony w marcu 1959 r., a wkrótce po nim prototyp przeznaczony do prób w locie, który otrzymał znaki rejestracyjne SP-PAL. Napęd samolotu stanowiły krajowe silniki gwiazdowe, chłodzone powietrzem, *WN-3B*, ze śmigłami drewnianymi przestawialnymi *WR-1A*, opracowanymi również w IL. Egzemplarz ten nie miał wyposażonej kabiny pasażerskiej. Przeprowadzono na nim dużą serię prób fabrycznych dla dokonania pomiarów osiów. W ramach prób dokonano wielu zmian, stosując m.in. chłodnice oleju z samolotu *Jak-12*, mające duże powierzchnie chłodzenia, ale pogarszające jednak osiągi samolotu. Zmianom ulegały również układy wydechowe w zakresie kolektora spalin i rur wydechowych. Wypróbowano kolejno najpierw pojedyncze, później podwójne, a następnie zmodyfikowane czwórniki kolektorów wydechowych. Rury wydechowe najpierw — podwójne zastosowano ostatecznie jako pojedyncze z umieszczonymi na nich tłumikami hałasu.

W dniu 7 I 1961 r. oblatano drugi prototyp *MD-12P*, z kompletnie wyposażoną kabiną pasażerską, napędzany silnikami *WN-3C*. Maszyna otrzymała znaki SP-PBD i w I połowie 1961 r. przeszła skróconą próbę państwową w Instytucie Lotnictwa. W sierpniu 1961 r. egzemplarz ten wprowadzono do próbnej eksploatacji w PLL LOT, gdzie skierowano go do regularnych rejsów na trasie Warszawa—Rzeszów—Warszawa. *MD-12P* wykonał tam w ciągu 5 tygodni 120 lotów pasażerskich, a ponadto w okresie trwania Międzynarodowych Targów Poznańskich w 1961 i 1962 r. był wykorzystywany do lotów czarterowych, wołać jako wynajęty samolot wycieczki do Poznania i z powrotem.

MD-12 był przewidziany głównie do krajowego transportu osobowego, towarowego i mieszanego: osobowo-towarowego. Łatwo demontowalne fotele w kabinie pasażerów pozwalały na szybkie przystosowanie samolotu do transportu ładunków. Poza tym możliwa była adaptacja maszyny do transportu sanitarnego, aerofotogrametrii i zadań gospodarczych, jak opylanie lasów, zabiegi agrolotnicze itd. Duża pojemność zbiorników paliwa umożliwiała loty na dużych trasach. *MD-12* mógł być używany na lotniskach o nawierzchni trawiastej, a krótki rozbieg i duża prędkość wznoszenia pozwalały na korzystanie z niezbyt dużych lotnisk, otoczonych przeszkodami. Samolot był przewi-

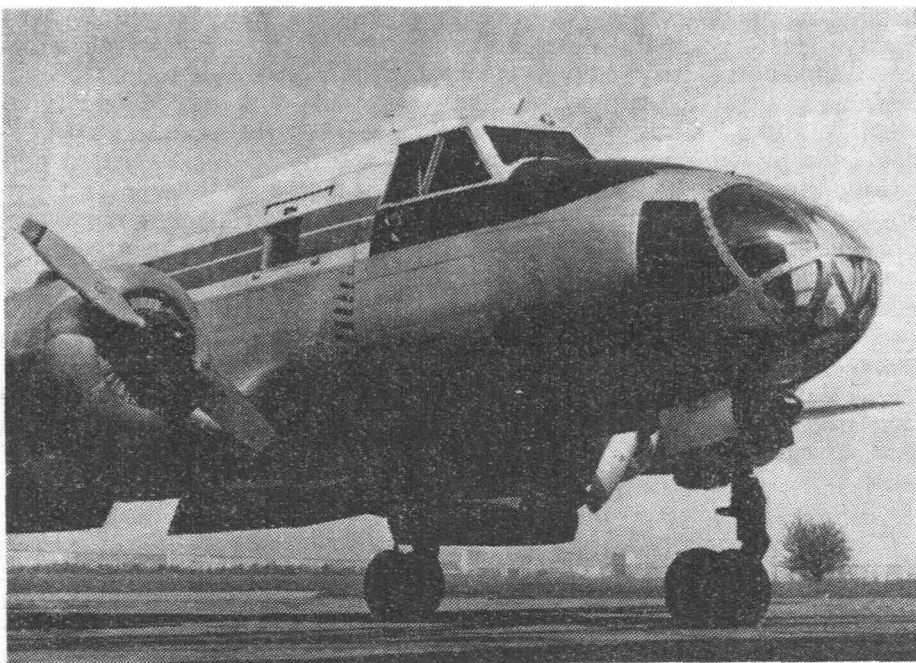
dziany do użytkowania w każdych normalnie spotykanych warunkach atmosferycznych, a zespół napędowy, złożony z czterech silników, zapewniał duży stopień bezpieczeństwa startu i lotu. Obsługa podczas postoju maszyny była ułatwiona, dzięki większej odległości od ziemi kadłuba i silników. Po przejściu prób samolot wykazał się bardzo dobrymi właściwościami lotno-pilotажowymi. Był stateczny i sterowny dla pełnego zakresu prędkości, odznaczał się łatwym i przyjemnym pilotажem. Mógł korzystać z lotnisk o nawierzchni nieutwardzonej, przy czym odznaczał się krótkim startem i lądowaniem. W eksploatacji był bardziej ekonomiczny niż inne samoloty używane przez LOT.

Wobec wykuszania dotychczasowego sprzętu aerofotogrametrycznego postanowiono zaprojektować i zbudować wariant *MD-12F* (rys. 320), stanowiący propozycję następcy *Li-2F*, stosowanego wówczas do tych celów. Prace konstrukcyjne powierzono grupie pracującej pod kierunkiem mgr. inż. Marcina Fortuńskiego, przy współpracy



Rys. 320. Samolot aerofotogrametryczny *MD-12F* (fot. MLIa)

konsultacyjnej prof. dr. inż. Leszka Dulęby. Według założeń zamierzano stworzyć maszynę, która nie tylko będzie mogła spełniać zadanie wykonywane dotychczas przez *Li-2F*, ale również pozwoli na rozszerzenie zakresu prac — zabierze większą ilość aparatów fotograficznych i zapewni zaoszczędzić wygodniejsze warunki pracy w czasie dużych lotów na wysokim pułapie operacyjnym. Prace konstrukcyjne miały na celu zaprojektowanie samolotu specjalnie i wszechstronnie przystosowanego do fotografii lotniczej, a nie dokonanie doraźnej i prowizorycznej przeróbki. Przód kadłuba został zupełnie przekonstruowany i bogato oszklony (rys. 321). Usytuowano tam stanowisko nawigatora wraz z odpowiednim wyposażeniem. Jednocześnie skasowano sterownice drugiego pilota, tworząc w tym miejscu przejście do kabiny nawigatora. W kabinie pilota powiększono okna, zmieniono



Rys. 321. Kabina nawigatora i pilota w samolocie MD-12F (fot. M Li A)

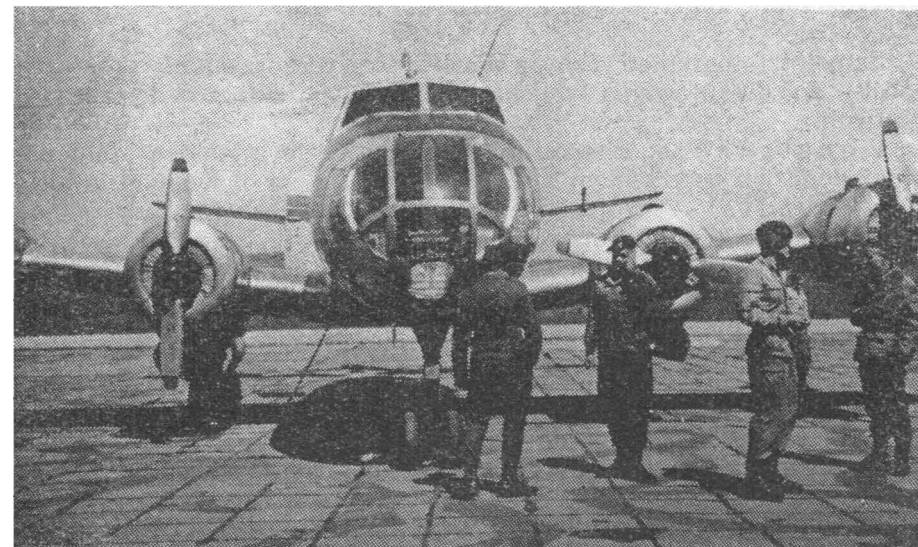
tablicę przyrządów pokładowych i pulpity wy³czników oraz miejsce usytuowania w³azu awaryjnego. Samolot zosta³ wyposa¿ony w pilota automatycznego, który zwiêksza³ precyzjê sterowania i w znacznym stopniu odci¹³a³ pilota w wielogodzinnych lotach. W pod³odze kabiny wykonano dwa otwory dla obiektywów aparatów fotograficznych, zaopatruj¹c je w zasuwane pokrywy, uruchamiane napêdem elektrycznym. W kabinie pasażerskiej zlikwidowano ostatnie okno, wykonuj¹c równoczenie po obu stronach ty³u kabiny prostok¹tne otwory — tu¿ przy pod³odze — do wykonywania zdjêæ skoœnych. W tylnej czêœci kad³uba, za kabin¹ operatorów, znajdowa³a siê ciemnia fotograficzna i toaleta. Dla zwiêkszenia pu³apu powiêkszono powierzchniê noœni¹ przez zabudowanie eliptycznych koñcówek na skrzyd³ach. Zmieniono wymiary kó³ g³ównych, stosuj¹c jednocześnie hamulce hydrauliczne. Zbiorniki skrzyd³owe powiêkszono do pojemnoœci 1160 dm³ dla przed³u¿enia czasu lotu do 10 godzin.

W przedniej oszklonej kabinie, oprócz podstawowych przyrządów nawigacyjnych, znajdowa³ siê równie¿ celownik, za pomoc¹ którego nawigator namierza³ kierunek, obserwowa³ ziemiê i kontrolowa³ trasê lotu. Potrzebne poprawki kursu móg³ on podawaæ pilotowi lub dokonywaæ je osobiœcie za pomoc¹ specjalnego urz¹dzenia sprzê¿onego z kierunkowym sterowaniem pilota automatycznego.

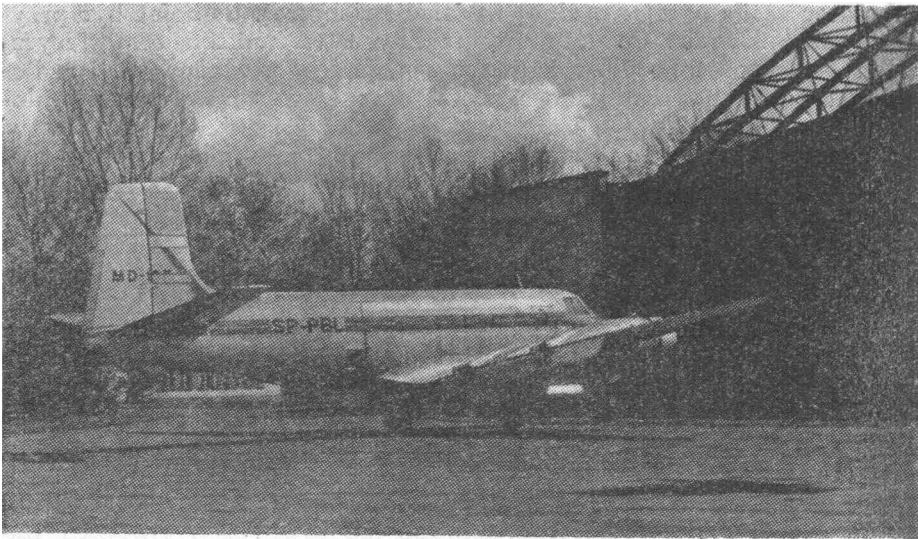
Dla utrzymania ³¹cznoœci zastosowano telefon pok³adowy, poza tym zaopatrzono poszczególne stanowiska w specjalny system sygnalizacji optycznej i akustycznej, za pomoc¹ którego dokonywano kontroli i korekty pracy aparatów fotograficznych. Aby umo¿liwiæ dokonywanie zdjêæ z du¿ej wysokoœci, ka¿dy cz³onek za³ogi posiada³

inhalator zasilany z centralnej instalacji tlenowej. Samolot by³ przystosowany równie¿ do lotów w trudnych warunkach atmosferycznych — wyposa¿ono go w komplet przyrządów pok³adowych i radiowych do lotu bez widocznoœci ziemi oraz w instalacjê przeciwblo-dzeniow¹ æmigie³, krawêdzi natarcia p³atów i szyb kabiny pilotów. Po zdemontowaniu aparatury fotograficznej i zamkniêciu pokrywami otworów w pod³odze samolot MD-12F móg³ byæ wykorzystany, bez przeróbek, jako samolot transportowy, desantowy i sanitarny.

Prototyp MD-12F wykona³ pierwszy lot w dniu 21 VII 1962 r, (rys. 322). Oblatywaczem by³ pilot doœwiadczalny Instytutu Lotnictwa in¿. Andrzej Ab³amowicz, a nawigatorem in¿. J. Wyganowski. Po przebiegu prób fabrycznych i skróconych prób pañstwowych prototyp ze znakami SP-PBL oddany zosta³ do eksploatacji wstêpnej. Doœwiadczenia w wykonywaniu zdjêæ z powietrza potwierdzi³y zalety maszyny, która wkrótce po tym wykona³a rajd reklamowy na Wêgry i do Rumunii. W Bukareszcie na lotnisku Baneasa samolot MD-12F zademonstrowany by³ uczestnikom miêdzynarodowego kongresu fotogrametrycznego, uzyskuj¹c w opinii fachowców bardzo dobr¹ ocenê. Prototypem interesowano siê równie¿ w Zwi¹zku Radzieckim i w Pakistanie. W tym czasie podjêto decyzjê o uruchomieniu produkcji MD-12 w WSK Okêcie, gdzie rozpoczêto prace przygotowawcze. Niestety MD-12F nie wszed³ do produkcji seryjnej, przy czym decyduj¹cy wp³yw wywar³a katastrofa I prototypu SP-PAL we wrzeœniu 1963 r. podczas jednego z lotów próbnych, w której zginê³a ca³a 5-osobowa za³oga. Wypadek nast¹pi³ w wyniku wyst¹pienia flatteru usterzenia. Na pozosta³ych dwóch egzemplarzach usterzenie zosta³o przebudowane, ale dalsze próby zosta³y przerwane i do produkcji seryjnej maszyn nie wprowadzono. Samolot MD-12P SP-PBD zosta³ skasowany w 1967 r. W tym samym czasie podjêto decyzjê o zachowaniu MD-12F do celów muzealnych. Po remoncie w WSK



Rys. 322. Samolot MD-12F na p³ycie lotmska



Rys. 323. MD12F przed Hangarem Muzea Lotnictwa i Astronautyki w Krakowie (fot. MLiA)

Okêcie samolot wykona³ ostatni lot w dniu 19 IV 1967 r., l¹duj¹c na nieczynnym ju¿ lotnisku Rakowice w Krakowie. Maszyna podko³owa³a pod drzwi samego hangaru, gdzie mieœci siê Muzeum Lotnictwa i Astronautyki. Odt¹d MD-12F stanowi cenny eksponat, jeden z nielicznych, dostarczonych bezpoœrednio drog¹ powietrzn¹ do tej zas³u¿onej instytucji lotniczej (rys. 323).

Przeznaczenie, konstrukcj¹ i wyposa¿enie MD-12F

Samolot fotogrametryczny z mo¿liwoœci¹ wykorzystania (bez przeróbek) do desantowania wojska, transportu ¿adunków i przewozu rannych.

Konstrukcja: czterosilnikowy ca³kowicie metalowy dolnop³at z pojedynczym usterzeniem kierunku i podwoziem chowanym w locie.

Skrzyd³a — trójdzielne o obrysie prostok¹tno-trapezowym. Czêœæ œrodkowa pó³skorupowa, jednodŹwigarowa. Skrzyd³a doczepne pó³skorupowe, po³¹czone by³y ze œrodkowym za pomoc¹ z³¹cza ko³nierzowego. Skrzyd³o œrodkowe mieœci³o po obu bokach kad³uba dwa gumowe zbiorniki paliwowe o œ¹cznej pojemnoœci 1160 dm³. Wzd³u¿ krawêdzi natarcia umieszczono instalacjê przeciwo³odzeniow¹. Lotki szczelinowe, kryte p³ótnem, wywa¿one by³y masowo i aerodynamicznie. Na lewej lotce umocowano blaszkê wywa¿aj¹c¹. Lotki opuszczane by³y razem z klapami do startu i l¹dowania. Klapy szczelinowe, kryte blach¹, wychylane by³y 20° do startu i 50° do l¹dowania. Napêd klap hydrauliczny.

Kad³ub — pó³skorupowy o przekroju owalnym mia³ kabinê nawigatora, kabinê pilota, przedzia³ radiotelegrafisty, kabinê fotogrametryczn¹ i ciemniê wraz z toalet¹. Kabiny by³y wentylowane i ogrze-

wane, mia³y izolacjê dŹwiêkoch³onn¹. Pod³oga kabiny wzmocniona, pracuj¹ca, usztywniona by³a blach¹ falist¹, której fale s³u¿y³y jako kana³y przep³ywu ciep³ego powietrza. W œrodkowej czêœci kad³uba, w pod³odze, znajdowa³y siê wyciête dwa otwory o wymiarach 0,85X1,00 m, nad którymi zainstalowano stanowiska dla automatycznych aparatów fotograficznych do zdjêæ pionowych. Od strony zewnêtrznej stanowiska te przys³oniête by³y zasuwami otwieranymi w locie, tylko na czas wykonywania zdjêæ. W tylnej czêœci kabiny, poza drzwiami wejœciowymi, znajdowa³y siê bezpoœrednio nad pod³og¹ dwa okna rozmieszczone symetrycznie z lewej i prawej strony, przeznaczone do wykonywania zdjêæ perspektywicznych, za pomoc¹ dwóch ukœœnie zamocowanych aparatów fotograficznych. W tyle kabiny wydzielono czêœæ pomieszczenia na ciemniê, s³u¿¹c¹ do ¿adowania filmów i kaset podczas lotu. W ciemni znajdowa³a siê równie¿ toaleta.

Usterzenie — wolnonoœne, pó³skorupowe, z silnym wzniosem. Stateczniki — jednodŹwigarowe. Stery — wywa¿one masowo i odcic¹¿one aerodynamicznie. Na sterach znajdowa³y siê klapki wywa¿aj¹ce.

Podwozie — trójpodporowe. Ko³a podwójne. Ko³o przednie samonastawne. Amortyzacja olejowa.

Zespó³ napêdowy: cztery silniki WN-3C, ka¿dy o mocy startowej 243 kW (330 KM) i trwa³ej 208 kW (283 KM). Os³ony dwuczêœciowe pierœcieniowe typu NACA. Wlot powietrza ch³odz¹cego silnik — regulowany zas³onk¹ ¿aluzjow¹. Rozruch — sprê¿onym powietrzem. Wylot spalin — jedna rur¹ kolektorow¹, u³o¿on¹ w sposób „odrutowy” na górnjej powierzchni p³ata. Œmig³a dwu³opatowe drewniane WR-1A, o œrednicy 2,2 m, ¿e skokiem zmiennym w locie, od³adane ciecz¹. Przy ka¿dym silniku znajdowa³ siê zbiornik oleju, ka¿dy po 15 dm³.

Wyposa¿enie: 4 aparaty fotograficzne — 2 do zdjêæ pionowych i 2 do zdjêæ skoœnych. Przewidywano równie¿ zastosowanie dodatkowej aparatury pomiarowo-kontrolnej. Radiostacja KF, radiostacja UKF, pilot automatyczny, automatyczny radiokompas i radio-wysokoœciomierz.

Dane techniczne

Wymiary: rozpiêtoœæ 23,6 m, d³ugoœæ 15,8 m, wysokoœæ 5,95 m, powierzchnia noœna 57,0 m².

Masy: w³asna 5025 kg, u¿yteczna 1975 kg, ca³kowita 7000 kg.

Osi¹gi: prêdkoœæ maksymalna 305 km/h, prêdkoœæ przelotowa 280 km/h, prêdkoœæ l¹dowania 125 km/h, prêdkoœæ wznoszenia 5 m/s, pu³ap 4750 m, zasiêg 2100 km, rozbieg 450 m, dobieg 300 m.

W pierwszej po³owie lat piêdziesi¹tych bardzo popularna sta³a siê koncepcja jednoosobowego prostego œmig³owca, przeznaczonego przede wszystkim dla lotnictwa wojsk l¹dowych. Maszyna mia³a odznaczaæ siê prost¹ konstrukcj¹ pozbawion¹ obudowy i ca³kowicie otwart¹ kabin¹, tak jak w szybowcach szkolnych. Napêd mia³y sta-

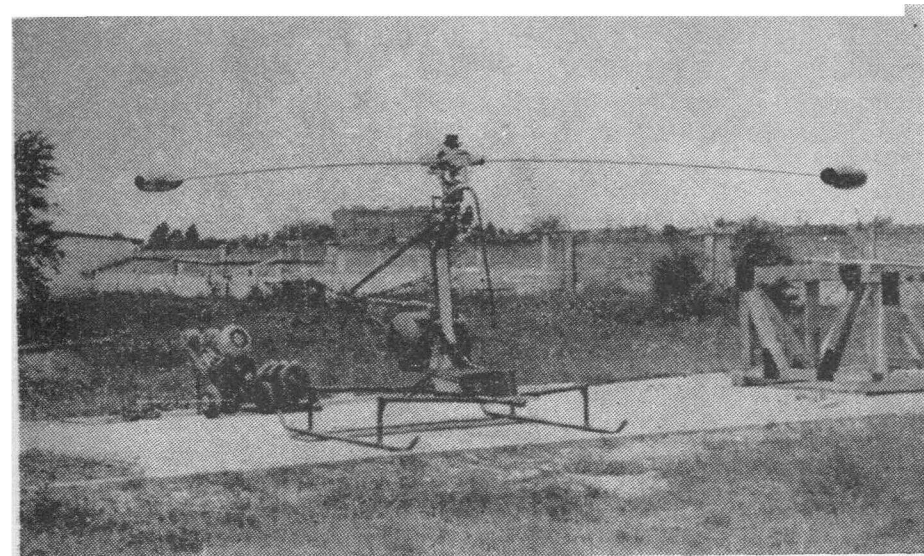


Rys. 324. Pierwszy prototyp jednoosobowego śmigłowca JK-1 Trzmiel

nowia odrzutowe silniki strumieniowe lub pulsacyjne, umocowane na końcach śopat wirnika nośnego. Śmigłowce zamierzano wykorzystywać do obserwacji, utrzymywania ścizności, dokonywania inspekcji, dozoru np. ciągów komunikacyjnych itp.

W tym czasie zaprojektowano za granicą kilka maszyn tej klasy, m.in. amerykańskie *Fairchild XH-26-AH Jet Jeep* i *XA-8 Pulsejet*, *Hiller YH-32 Hornet* oraz holenderski *NHI H-3 Kolibrze*. Do nielicznych bardziej udanych należały tylko dwa *Hornet* i *Kolibrie*, które zbudowano w niewielkich seriach. W Polsce pionierską pracę w tym kierunku podjął zespół inż. Jerzego Kotlińskiego z Instytutu Lotnictwa. Projekt opracowano w latach 1955—1956, a w 1957 r. Zakład Produkcji Doświadczalnej IL wykonał pierwszy egzemplarz prototypowy. W połowie tego roku prace nad śmigłowcem przejął mgr inż. Andrzej Rudiuk. Jednocześnie ze śmigłowcem opracowano w IF silniki strumieniowe. Prace nad nimi były prowadzone pod kierunkiem dr. inż. St. Wójcickiego. Na przełomie 1957/58 r. wykonano cztery kolejne wersje, a do badania ich przed zabudowaniem na śmigłowcu zmontowano specjalne stoisko karuzelowe. Do rozruchu śopat wirnika przewidywano zastosowanie silników rakietowych na paliwo stałe. Temat został podjęty również przez IL, gdzie pracowano nad nim w latach 1957—1959.

Od 15 czerwca 1957 r. rozpoczęto próby pierwszego prototypu *JK-1* (rys. 324) na stoisku doświadczalnym. W dniu 21 czerwca nastąpił tragiczny w skutkach wypadek. Urwał się jeden z silników, śmigłowiec został zniszczony, a pilot doświadczalny inż. Antoni Ęmigieś poniósł śmierć. Dalsze próby przeprowadzono na drugim prototypie (rys. 325), przerywając je w miarę konieczności wprowadzania zmian i poprawek. W październiku 1958 r., podczas kolejnej próby, nastąpiło uszkodzenie śowicy oraz zniszczenie śopat i silników. Po wykonaniu nowych elementów i zmodyfikowanych silników próby



Rys. 325. Drugi prototyp śmigłowca JK-1 (fot. IF)

wznowiono w 1959 r. Podczas badań wykryto następne usterki i nieprawidłowości, usuwając je oraz poprawiając rozwiązania konstrukcyjne.

Pod koniec października 1959 r. nastąpiło uszkodzenie silników spowodowane oderwaniem się stabilizatora śomieni. Po tym wydarzeniu prób nie wznowiono, rezygnując z dalszego prowadzenia prac. Prototyp *JK-1* odstawiono do hangaru jeszcze przed dokonaniem pierwszego lotu. Oprócz przeprowadzanych się prób, podstawową przyczyną zaniechania przedsięwzięcia było stwierdzenie na podstawie obliczeń, że *JK-1* będzie miało niebezpiecznie duże opadanie w autorotacji, grożące wypadkiem dla pilota i naruszeniem konstrukcji śmigłowca. Z tego samego powodu zrezygnowano z seryjnej budowy amerykańskiego śmigłowca *Hornet* i przerwano budowę serii holenderskich *Kolibrie*. Istniejące dwa egzemplarze II wersji *JK-1* przekazano do WAT i dla ZHP. W sierpniu 1962 r. jeden z nich został po raz pierwszy pokazany publicznie przed PKiN na wystawie p.n. „Śmigłowce”. Egzemplarz ten znalazł się później w zbiorach Muzeum Techniki, skąd następnie przekazano go do Muzeum Lotnictwa i Astronautyki w Krakowie (rys. 326).

Przeznaczenie i konstrukcja

Jednoosobowy doświadczamy śmigłowiec obserwacyjny i ściznikowy Układ jednowirnikowy ze śmigłem ogonowym i dwoma silnikami, ustawionymi na końcach śopat wirnika nośnego. Konstrukcja całkowicie metalowa.

Wirnik nośny — dwuśopatowy. Śopaty z dwigiem stalowym frezowanym, pokrycie duralowe, wypełniacz tylnej części śopaty z materiału piankowego, opartego na bazie polichlorku winylu. ŚO-



Rys. 326. Ęmig³owiec JK-1 Trzmiel w Muzeum Lotnictwa i Astronautyki (fot. Andrzej Morga³a)

paty by³y zamocowane sztywno do g³owicy zawieszanej przegubowo na wale napêdowym. Do g³owicy zamocowany by³ równie¿ wirnik steruj¹cy z dwoma ³opatami o obrysie ko³owym. Moment obrotowy od g³owicy do Ęmig³a ogonowego przekazywany by³ za poœrednictwem skoŃnie ustawionego wa³u napêdowego.

Kad³ub mia³ kratow¹ kolumnê pionow¹, belkê ogonow¹, rurê g³ówn¹ i metalowy fotel pilota ukszta³towany w miskê na spadochron siedzeniowy. Belka ogonowa usztywniona by³a elementami tworzyw¹ymi kratownicê, umocowanymi w I prototypie u góry nad belk¹, a w II prototypie od spodu belki. Z przodu, pomiêdzy stopami, znajdowa³a siê tablica przyrz¹dów pok³adowych, a przed pilotem umieszczony by³ zwisaj¹cy dr¹¿ek sterowania okresowego, poza tym do uk³adu sterowania nale¿a³y dŹwignie skoku ogólnego (znajduj¹ce siê z lewej strony pilota), orczyk do zmiany skoku Ęmig³a ogonowego, dŹwignia zaworu paliwa (nad g³ow¹ pilota) i w³¹cznik cewki rozruchowej.

Podwozie sk³ada³o siê z dwóch p³óz wykonanych z rur duralowych, ³¹cz¹cych siê z kad³ubem za pomoc¹ goleni z rur stalowych. Amortyzator gumowy, pracuj¹cy na œciskanie, umieszczony by³ w przegubach ³¹cz¹cych golenie z rur¹ g³ówn¹ kad³uba. Funkcjê amortyzatorów spe³nia³y równie¿ odkszta³caj¹ce siê sprê¿yœcie stalowe golenie podwozia. Przy l¹dowaniu podwozie w czêœci œrodkowej ugina³o siê pod ciê¿arem Ęmig³owca, powoduj¹c efekt „siadania” kad³uba.

Zesp³³ napêdowy sk³ada³ siê z dwóch odrzutowych silników strumieniowych, ka¿dy o ci¹gu 0,12 kN (12,5 kG) przy prêdkoœci 180 m/s, umieszczonych na koŃcach ³opat. Zbiornik paliwa o pojemnoœci 100 dm³ umieszczony by³ za fotelem pilota, a paliwo podawane by³o dwoma pompkami do wñtrza wa³u g³ównego, sk¹d przedosta-

wa³o siê poprzez g³owicê i regulator obrotów do przewodów znajduj¹cych siê w ³opatach noŃnych, a st¹d do silników. Rozruch silnika w prototypach nastêpowa³ przez nadanie obrotów od silnika elektrycznego znajduj¹cego siê na stanowisku próbny, a w warunkach polowych od koŃcówki napêdowej samochodu ciê¿arowego GAZ-63A. Napêd zewnêtrzny pod³¹czano do Ęmig³owca w miejscu koŃcówki wyprowadzonej z belki ogonowej. Po rozkrêceniu wirnika noŃnego i wytworzeniu odpowiednich obrotów rozpoczyna³y pracê silniki strumieniowe, daj¹c ci¹g niezbêdny dla samodzielnego ruchu wirnika. W egzemplarzach seryjnych zamierzano do rozruchu wykorzystae pomocnicze silniki rakietowe na paliwo sta³e.

Dane techniczne

Wymiary: œrednica wirnika 7,0 m, d³ugoœæ 2,95 m, wysokoœæ 2,14 m.

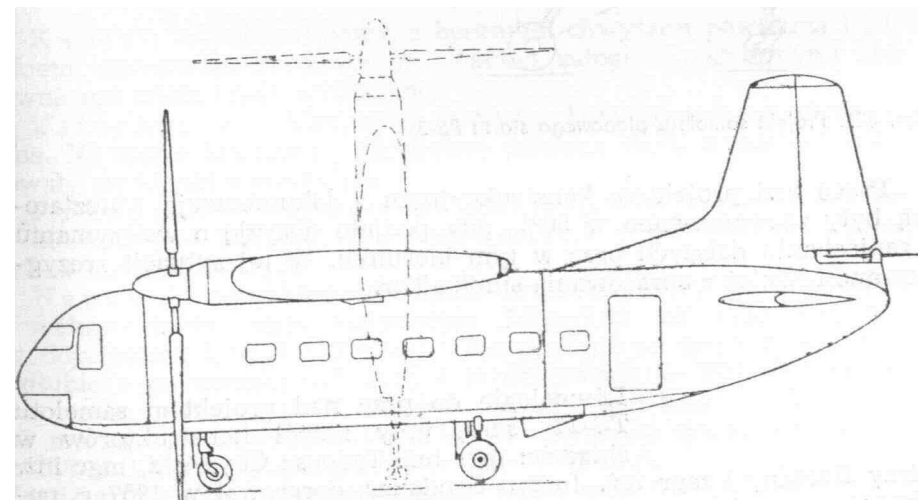
Masy: w³asna 140 kg, u¿yteczna 200 kg, ca³kowita 340 kg.

Osi¹gi: prêdkoœæ maksymalna 131 km/h, prêdkoœæ przelotowa 105 km/h, prêdkoœæ wznoszenia 10 m/s, pu³ap 5500 m, czas trwania lotu 15 min.

Ęmig³owcowe Biuro Konstrukcyjne, kierowane przez mgr. in¿. B. Źurawskiego, istnieje w IL, rozpoczê³o w 1957 r. prace nad samolotami pionowego startu. By³ to nowy kierunek specjalizacji, jakim w przysz³oœci mia³o siê biuro poœwieciæ.

Do studiów nad tym zagadnieniem przyst¹pi³a wydzielona grupa, kierowana przez mgr. in¿. Jana KoŹniewskiego. Po badaniach i rozwa¿aniach teoretycznych dokonano wyboru uk³adu konstrukcyjnego, który polega³ na zastosowaniu przekrêcanego o 90° skrzyd³a wraz z silnikami, które w po³o¿eniu pionowym napêdza³yby Ęmig³a, spe³-

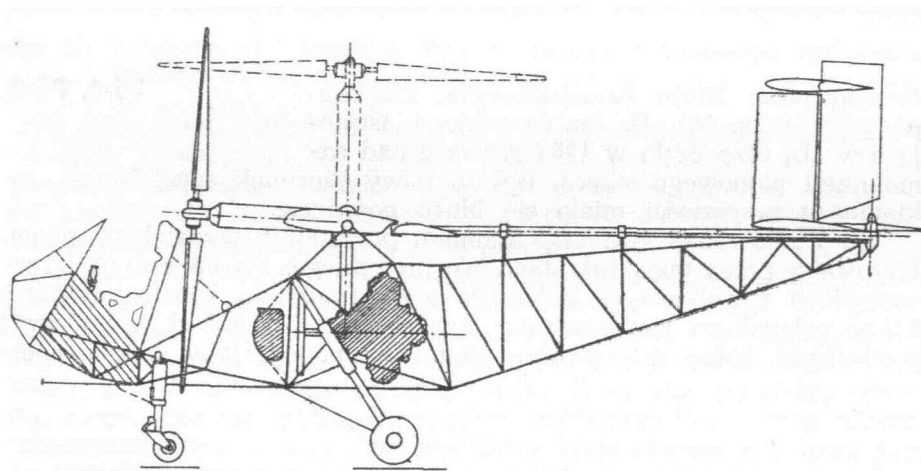
PS-1, PS-2, PS-3



Rys. 327. Projekt samolotu pionowego startu PS-2

niające wówczas rolę wirników nośnych. Po przeniesieniu biura do Ośrodka Konstrukcji Lotniczych przy WSK Okęcie prace były nadal prowadzone, ale już przy zmniejszonej obsadzie personalnej. W tym czasie grupa mgr. inż. Koźniewskiego opracowała projekty samolotów pionowego startu *PS-1*, *PS-2* i *PS-3*. *PS-1* stanowił rysunkową dokumentację układu koncepcyjnego. Projekt *PS-2* (rys. 327) był opracowaniem ofertowym samolotu transportowego pionowego startu, napędzanego dwoma projektowanymi silnikami turbinowymi *Tur*, każdy o mocy 736 kW (1000 KM) na wale turbiny. Wzłaz za projektem rozpoczęto budowę modelu latającego samolotu *PS-2*. Ostatni z wymienionych, samolot *PS-3* (rys. 328), miał być konstrukcją doświadczalną, na którym zamierzano sprawdzić w locie słuszność założeń wybranej koncepcji układu konstrukcyjnego. Miał to być samolot uproszczonej konstrukcji, z kadłubem w postaci kratownicy przestrzennej, bez pokrycia, napędzany produkowanym w Polsce silnikiem śmigłowym *Lit-3* o mocy 423 kW (575 KM).

W tym samym czasie w biurze silnikowym OKL, kierowanym przez doc. inż. W. Narkiewicza, wydzielona grupa prof. inż. Jana Oderfelda opracowywała projekt silnika turbinowego *Tur*, przeznaczonego do samolotu *PS-2*.



Rys. 328. Projekt samolotu pionowego startu *PS-3*

Prace nad projektem konstrukcyjnym i dokumentacją warsztatową były zaawansowane w 50%, gdy podjęto decyzję o wstrzymaniu i zaniechaniu dalszych prac w tym kierunku. W tej sytuacji zrezygnowano również z opracowania silnika *Tur*.

AS

Równoległe do prac nad projektem samolotu *TS-11 Iskra*, inny zespół konstruktorów w składzie: mgr inż. Tadeusz Chyliński, mgr inż.

Jerzy Harasny i mgr inż. Justyn Sandauer, opracował w 1957 r. porównawczy projekt wstępny samolotu szkolno-treningowego *As*, opar-

ty na tych samych warunkach taktyczno-technicznych, ustalonych przez Dowództwo Wojsk Lotniczych. Obydwa projekty miały być przedstawione do oceny komisji, która była upoważniona do dokonania wyboru jednej z maszyn.

Projektowany samolot był dolnopłatem z trójpodporowym podwoziem. Chwyty powietrza rozmieszczono symetrycznie po bokach kadłuba. Silnik znajdował się w tylnej części kadłuba, z wylotem spalin pod usterzeniem ogonowym. Podobnie jak w samolotach *Lim*, dostęp do silnika uzyskano przez odciążenie i odsunięcie do tyłu części ogonowej kadłuba. Uczeń i instruktor zajmowali miejsca w przestronnej i bogato oszklonej kabinie, znacznie wysuniętej do przodu. *As* był projektowany z punktu widzenia pożądanego walorów użytkowych z wysokimi osiągami i bardzo dobrą zwrotnością maszyny. Do napędu przewidziano zastosowanie projektowanego silnika o ciągu 7,64–7,84 kN (780–800 kG) i z dopalaniem $T_{max} = 9,8$ kN (1000 kG), odpowiadającego zbudowanej w latach 1961/62 wersji silnika *HO-10* z dopalaczem.

Samolot miał być uzbrojony w działko 23 mm i wyposażony w zestaw urządzeń radionawigacyjnych. Dla przedłużenia zasięgu przewidziano zastosowanie dwóch dodatkowych zbiorników paliwa, każdy o pojemności 158 dm³. Zamiast zbiorników można było podwieszać na uniwersalnych zamkach podskrzydłowych różne rodzaje dodatkowego wyposażenia lub uzbrojenia.

Rozszerzony projekt koncepcyjny *As* został przedstawiony jednocześnie z projektem wstępnym *TS-11* przed komisją oceny. Po rozpatrzeniu opracowań konstrukcyjnych wybrano na przełomie 1957/58 roku do dalszej realizacji projekt *TS-11 Iskra*.

Konstrukcja

Dwumiejscowy dolnopłat jednosilnikowy z napędem odrzutowym. Samolot szkolno-treningowy o konstrukcji całkowicie metalowej (rys. 329).

Skrzydła — dwudźwigarowe, wyposażone w kłapy poszerzające.

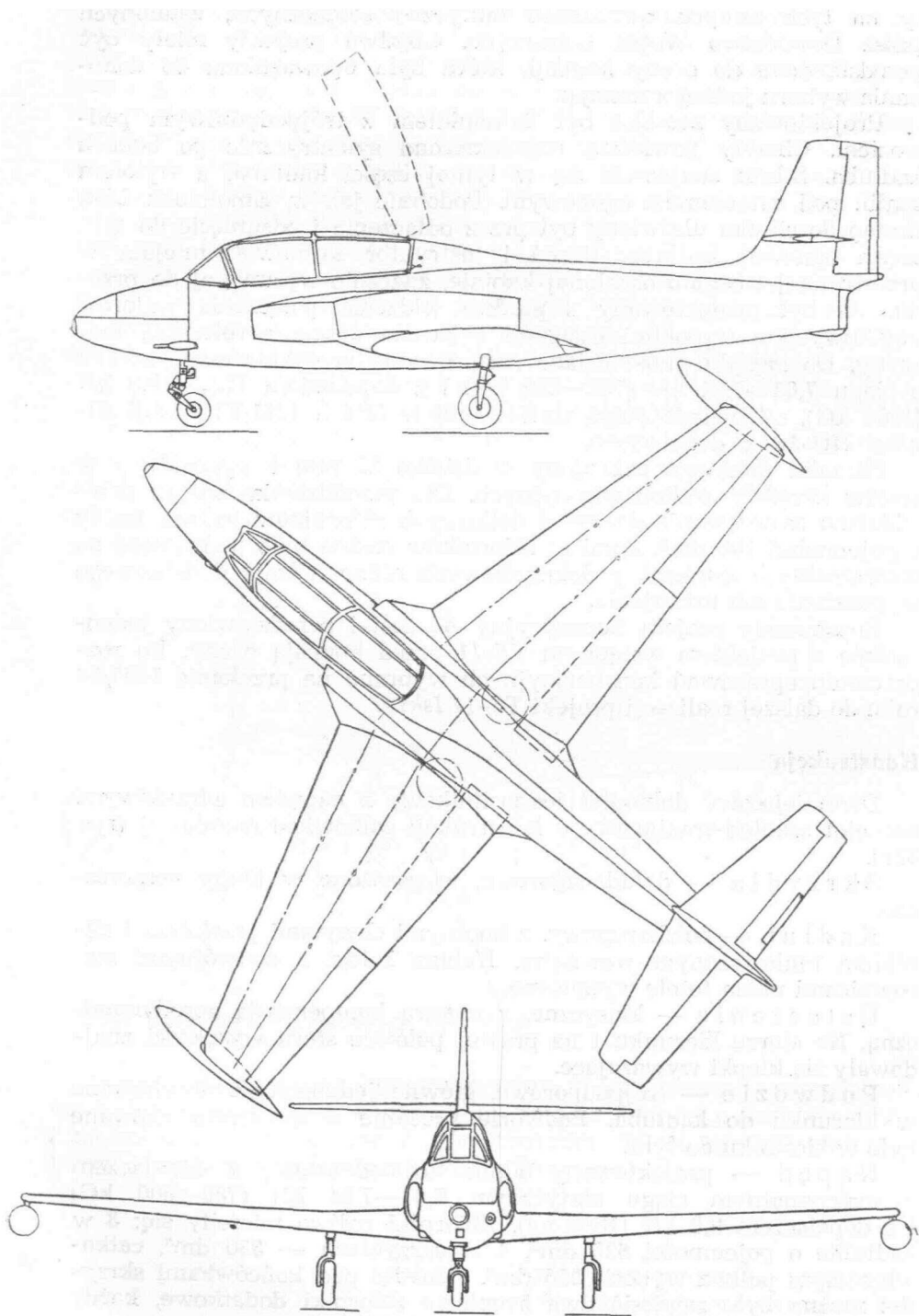
Kadłub — półskorupowy, z bocznymi chwytami powietrza i silnikiem umieszczonym wewnątrz. Kabina załogi z podwójnymi sterownicami miała fotele wyrzucane.

Usterzenia — klasyczne, z rogami kompensacji aerodynamicznej. Na sterze kierunku i na prawej połówce steru wysokość znajdowały się klapki wyważające.

Podwozie — trójpodporowe, główne jednogoleniowe, chowane w kierunku do kadłuba. Podwozie przednie z wahaczem chowane było w kierunku do tyłu.

Napęd — projektowany silnik turbodrzutowy z dopalaczem o maksymalnym ciągu statycznym 7,64–7,84 kN (780–800 kG) i z dopalaczem 9,8 kN (1000 kG). Zbiorniki paliwa mieściły się: 3 w kadłubie o pojemności 625 dm³, 4 w skrzydłach — 330 dm³, całkowity zapas paliwa wynosił 955 dm³. Ponadto pod końcówkami skrzydeł można było zawiesić dwa kroplowe zbiorniki dodatkowe, każdy po 158 dm³. Ogólny zapas paliwa wynosił 1271 dm³.

Wyposażenie radionawigacyjne: radiostacja UKF *RSI-U3*, automatyczny radiokompas *ARK-5*, sygnalizator przelotu *MRP-48P*, radio-



Rys- 329. Sylwetka projektowanego samolotu As

wysokościomierz RW-2, odległościowa busola żyromagnetyczna DGMK-3, telefon pokładowy SPU-2.

Uzbrojenie: działko kal. 23 mm, umieszczone w przedzie kadłuba, z lewej strony. Skrzynka amunicyjna mieści się po prawej stronie kadłuba.

Dane techniczne

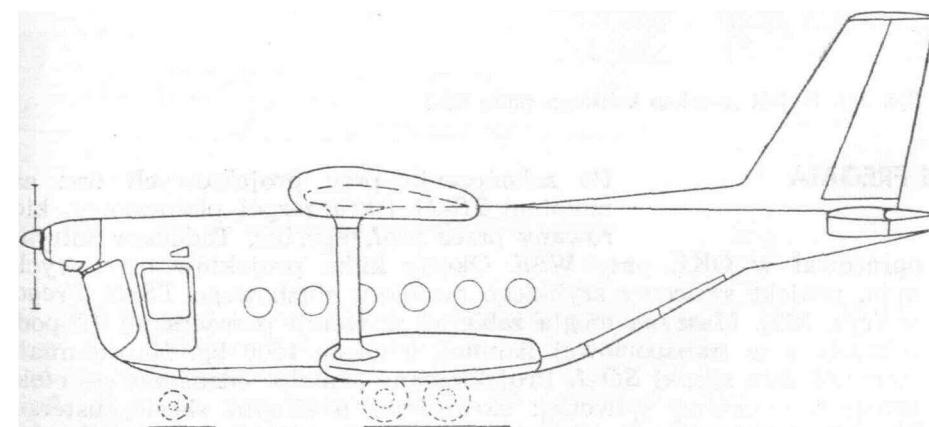
Wymiary: rozpiętość 10,3 m, długość 9,6 m, wysokość 3,6 m, powierzchnia nośna 17,5 m².

Masy: własna 2100 kg, użyteczna 900 kg, całkowita 3000 kg.

Osiłgi	Jedn. miary	Bez dopalaczj	Z dopalaczem
Prędkość maks. na wys. H=Om	km/h	612	740
Prędkość maks. na wysokości	km/h	693	837
Prędkość przelotowa	m	9000	6000
Wznoszenie przy ziemi	km/h	550	—
Prędkość minimalna	m/s	13,1	22,3
Długość startu do wys. h=15 m	km/h	125	—
Pułap praktyczny	m	845	565
Zasięg	m	13000	13000
Zasięg z dod. zbiornikami	km	1000	—
Czas trwania lotu	km	1300	—
Czas trwania lotu ze zb. dod.	h, min	2h15min	—
Dopuszczalna liczba Macha	h, min	2h51 min	—
	M	0,8	—

Biuro konstrukcyjne, kierowane przez prof. dr. inż. Franciszka Misztala i prof. dr. inż. Leszka Dulębę, istniejące przy OKL/WSK Okęcie, pracowało w drugiej połowie lat pięćdziesiątych nad samolotem transportowo-pasażerskim MD-12. Niezależnie od realizacji podstawo-

KS-1, KS2

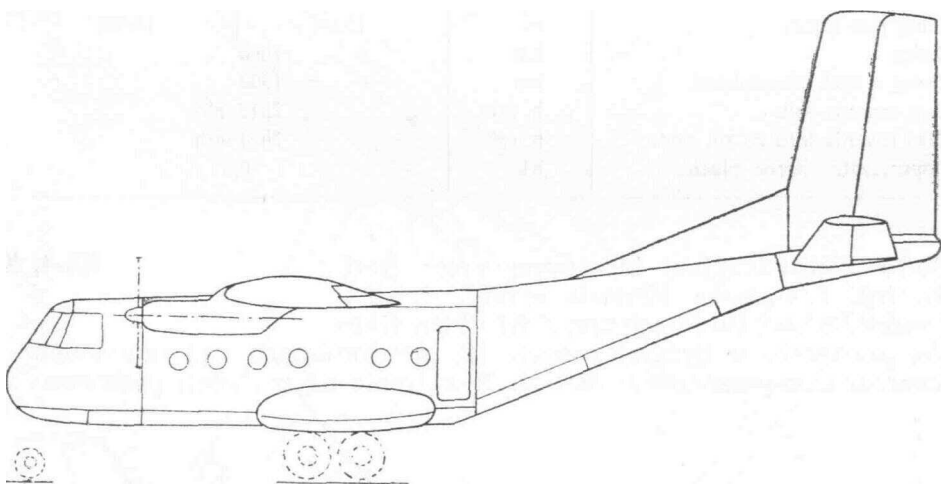


Rys. 330. Projekt samolotu krótkiego startu KS-1

wego tematu, podjęto w 1960 r. studia nad samolotami krótkiego startu i lądowania. W wyniku tych prac powstały dwa projekty studyjne: *KS-1* opracowany przez mgr. inż. S. Raboszuka i *KS-2* opracowany przez mgr. inż. Marcina Fortuńskiego.

KS-1, napędzany projektowanym silnikiem turbinowym o mocy 736 kW (1000 KM), odznacza się oryginalną konstrukcją. Przestrzenny kadłub mógł pomieścić ładunek o masie handlowej 1,5 t. Skrzydło o bardzo dużym wydłużeniu, z piętami brzegowymi, było podparte zastrzałem. Zastosowane rozwiązanie odznacza się dużą doskonałością aerodynamiczną. Podwozie główne typu wózkowego chowane było w gondole, przylegającej do kadłuba. Samolot był specjalnie przystosowany do załadunku przedmiotów o dużych wymiarach przez charakterystyczne uformowanie tyłu kadłuba z dużymi drzwiami i opuszczanym trapem. Pozwalało to także na bezkolizyjne desantowanie wojska z powietrza (rys. 330).

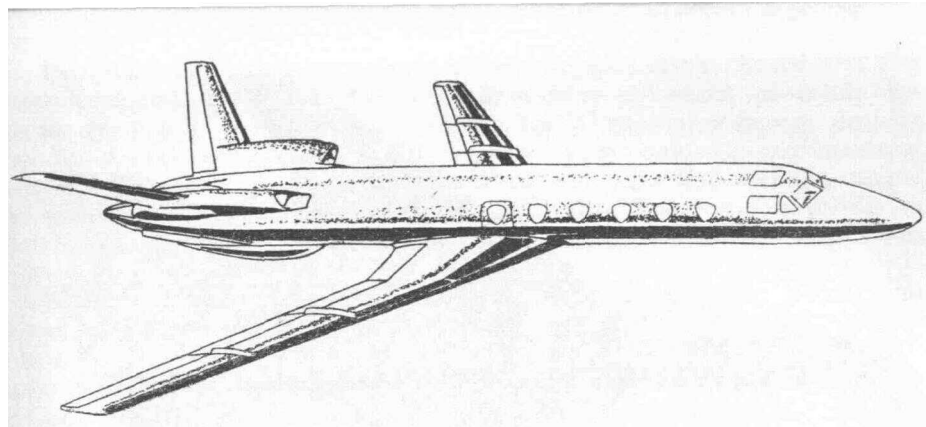
KS-2 był większym samolotem zaprojektowanym w układzie znane kanadyjskiego *DHC-4 Caribou*. Napęd stanowiły dwa turbinowe silniki o mocy 883 kW (1200 KM). Silnik tego typu był również projektowany w biurze silnikowym OKL. Obydwa projekty *KS-1* i *KS-2* nie wyszły poza fazę opracowań studyjnych (rys. 331).



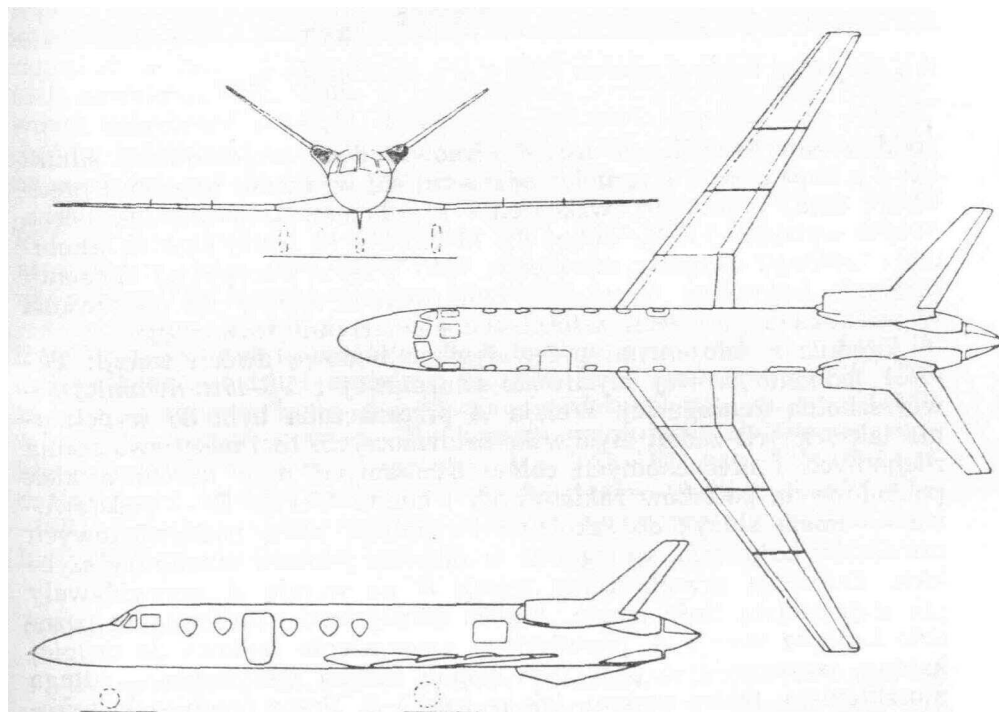
Rys. 331. Projekt samolotu krótkiego startu *KS-2*

S-15 FREGATA

Po zakończeniu prac projektowych nad samolotem *TS-11 Iskra* zespół pilotowców, kierowany przez prof. mgr. inż. Tadeusza Sołtyka, opracował w OKL przy WSK Okęcie kilka projektów ofertowych, m.in. projekt szkicowy szybkiego samolotu słuźbowego *TS-15 Fregata* (rys. 332). Maszyna mogła zabierać w wersji pasażerskiej 12 podróżnych, a w transportowej ładunek o masie 1500 kg. Napęd miały stanowić dwa silniki *SO-1*. Projektowany samolot odznaczał się efektywną nowoczesną sylwetką: skrzydłami o silnym skosie, usterzeniem Rudlickiego oraz silnikami usytuowanymi w tylnej części kadłuba (rys. 333).



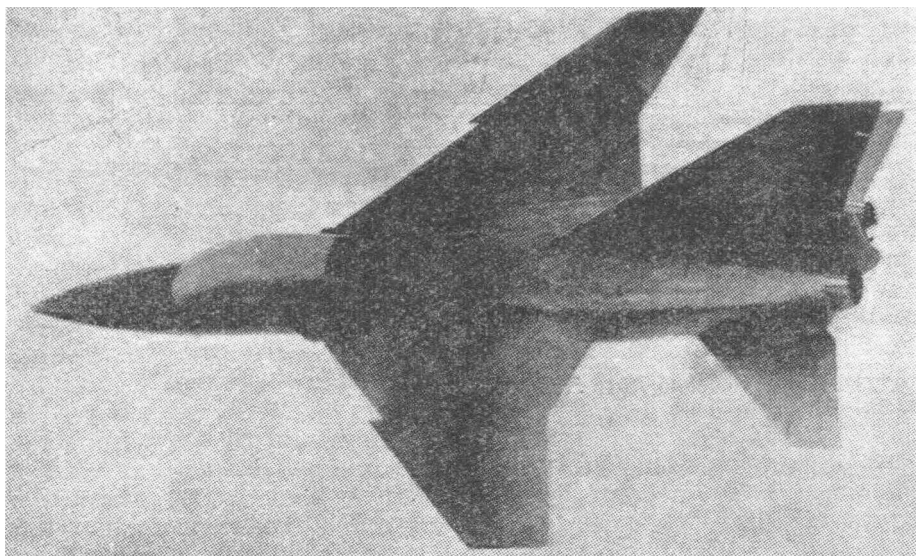
Rys. 332. Projekt samolotu *TS-15 Fregata*



Sylwetka projektowanego samolotu *TS-15 Fregata*

W 1958 r. wydzielono grupę z zespołu prof. mgr. inż. Tadeusza Sołtyka, zlecając jej pracę nad studium samolotu naddźwiękowego *TS-16 Grot*. Maszyna przeznaczona była dla uczniów—pilotów ostatniego roku szkolenia, znacznie zaawansowanych w pilotażu na samolotach

TS-16 GROT



Rys. 334. Model tunelowy samolotu TS-16 Grot w wersji dwusilnikowej

poddźwiękowych. Napęd miały stanowić dwa projektowane silniki SO-2 z dopalaczem, a samolot odznaczał się wysokimi osiowymi: prędkości lotu, prędkości wznoszenia i pułapem. Dopuszczalna liczba Macha wynosiła 1,3 M, wobec 0,8 M dla TS-11 Iskra. Oprócz szkolenia i treningu na maszynie można było wykonywać pewne elementy działań bojowego. Grot miał być również zdolny do operowania w warunkach polowych z lotnisk o nawierzchni trawiastej.

Zgodnie z założeniami przewidywano budowę dwóch wersji: TS-16A jednomiejscowej myśliwsko-szturmowej i TS-16B dwumiejscowej szkolno-treningowej. Wersja A przeznaczona była do wypełniania taktycznych zadań myśliwsko-szturmowych, to znaczy zwalczania ruchomych i nieruchomych celów naziemnych przy użyciu działek pokładowych, pocisków rakietowych i bomb. Wersja B — podstawowa — miała służyć do szkolenia i treningu załóg naddźwiękowych samolotów bojowych, szczególnie w zakresie pilotażu samolotów szybkich. Założenia przeobrażenia wersji B na wersję A przewidywały jak najmniejszą ilość zmian. Wobec silniejszego uzbrojenia w przodzie kadłuba wersji A, przeniesiono wyposażenie radiowe do drugiej kabiny, pozostawiając przy tym osłonę kabiny bez zmian — długi z oszkleniem, takim samym, jak w wersji B. Prace przebiegały szybko i studium TS-16 (rys. 334) zostało ukończone w grudniu 1959 r.

Ponieważ silnik SO-2 znajdował się wówczas w fazie projektowania i nie znano jego rzeczywistych właściwości, postanowiono dla przyspieszenia realizacji przedsięwzięcia opracować drugą postać maszyny napędzanej dostępnym wówczas silnikiem RD-9B, który służył do napędu samolotów MiG-19. Studium TS-16RD ukończono w lipcu 1960 r., przewidując analogicznie do poprzedniej postaci Grota dwie wersje TS-16RD-A — jednomiejscową myśliwsko-szturmową i TS-16-RD-B — dwumiejscową szkolno-treningową.

Projektowany samolot odznaczał się oryginalnymi nowoczesnymi rozwiązaniami. Skośne skrzydła o obrysie dwutrapezowym miały laminarny profil symetryczny. Uskok na krawędzi natarcia działał podobnie, jak aerodynamiczny grzebień kierujący — wzmacniając strugi, nie pozwalał spłynąć im wzdłuż skrzydeł. Od uskoku profil miał noskę zakrzywioną ku dołowi. Zamiast klasycznych lotek, w usterzeniu zastosowano sterolotki (elewony), spełniające funkcje lotek i steru wysokości.

Półskorupowy kadłub zaprojektowano zgodnie z regułą pół, a jego konstrukcja różniła się zależnie od wersji samolotu. Podwozie przednie chowane było w kadłub — w kierunku do przodu. Podwozie główne miało się również w kadłubie, chowając się w kierunku do przodu, przy czym w komorze jedno koło zachodziło na drugie. Dla skrócenia dobiegu przewidywano zastosowanie termowego spadochronu hamującego.

TS-16 miał być wyposażony w aparaturę radionawigacyjną i radiolokacyjną, m.in. w radiodalmierz i celownik radiolokacyjny. Dla usprawnienia procesu szkolenia przewidywano zastosowanie symulatora uszkodzeń. Urządzenie było sterowane z kabiny instruktora i zawierało wskazania przyrządów pokładowych dla pozornego stwarzania zagrożeń w locie. Miało to na celu wyrobienie u ucznia odpowiednich nawyków, szczególnie w przypadkach awaryjnych. Jako podstawowe uzbrojenie przyjęto działka kal. 23 mm, dopuszczając jednocześnie możliwość stosowania dodatkowego wyposażenia i uzbrojenia na zewnętrznych punktach zawieszenia.

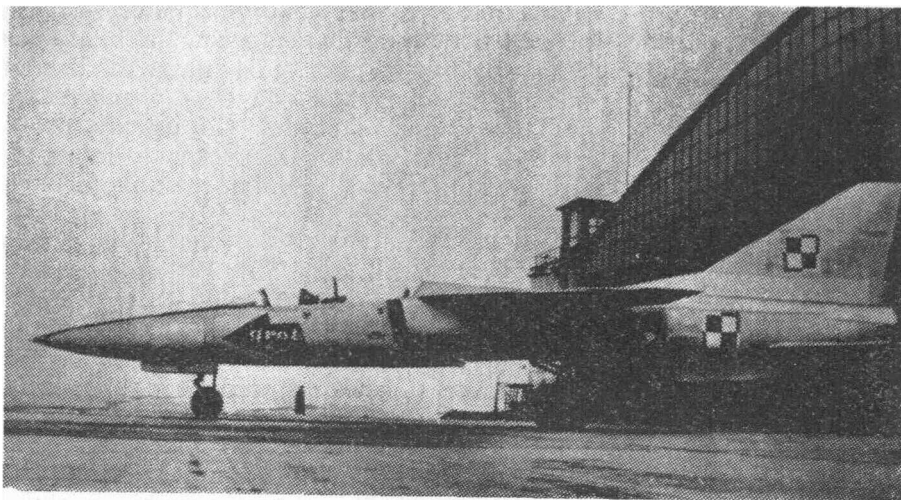
W tym samym czasie opracowano w biurze konstrukcyjnym WSK PZL Mielec studium porównawcze PZL M-16STN. Był to samolot w układzie delta, bez usterzenia wysokości. Napęd, podobnie jak w I postaci TS-16, stanowiły dwa silniki SO-2.

Do 1963 r. opracowano w IL kompletny projekt wstępny samolotu Grot. Do badań tunelowych wykonano dwa modele: jeden dla dużego tunelu i drugi mniejszy ze skrzydłami metalowymi. W celu za tym przeprowadzono dmuchania aerodynamiczne, w tym także w tunelu naddźwiękowym. Dla komisji opiniującej zbudowano makietę użytkową w wersji jednosilnikowej TS-26RD (rys. 335). Później dalsze prace zostały wstrzymane ze względów ekonomicznych. TS-16RD Grot pozostał w stadium projektu wstępnego i w postaci makiet wielkości naturalnej (rys. 336).

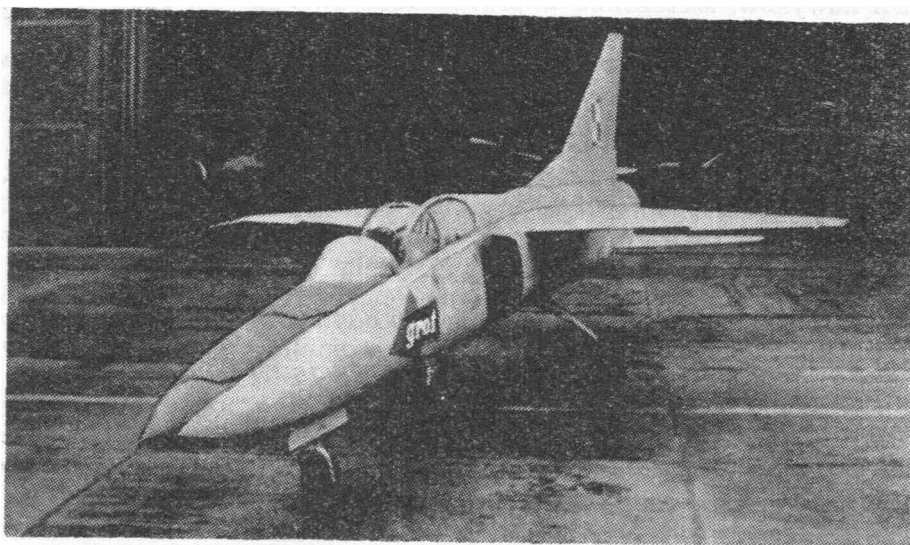
Konstrukcja

Wolnonośny grzbietopłat z nisko położonym pływającym usterzeniem wysokości. Jedno- lub dwuosobowy samolot wielozadaniowy: szkolno-treningowy lub bliskiego wsparcia taktycznego.

Kadłub — półskorupowy, całkowicie metalowy, ocieniony zgodnie z regułą pół. Konstrukcja ze stopów aluminium o dużej wytrzymałości. Pokrycie pracujące o zmiennej grubości. Kabina zaopieczona klimatyzowana. Zastosowano specjalny system chłodzenia lub ogrzewania kabiny dla stworzenia najbardziej dogodnych warunków lotu dla załogi. Klapy hamulców aerodynamicznych umieszczono w TS-16 na stateczniku pionowym i w TS-16RD — na kadłubie poniżej statecznika pionowego a nad usterzeniem poziomym. Spadochron



Rys. 335. Makieta naddźwiękowego samolotu szkolno-treningowego TS-16RD Grot (widok z boku)



Rys. 336. Makieta samolotu TS-16 RD Grot

hamuj¹cy w TS-16 by³ umieszczony w komorze, w spodzie kadłuba (podobnie jak w pierwszych wersjach MiG-21). W TS-16RD spadochron hamuj¹cy umieszczono w pojemniku o kształcie iglicy, umieszczonym pod usterzeniem pionowym (jak np. w Lim-6bis).

Skrzydła — jednonośnikowe, o obrysie dwutrapezowym, miały cienki, laminarny profil symetryczny. Pokrycie frezowane. Kłapy zwykłe, wysklepiające, trójdzielne, na całej długości krawędzi spływu, wychylane 15° do startu i 60° do lądowania. Napęd kłap hydrauliczny.

Usterzenie — pionowe, klasyczne. Usterzenie poziome — pływotowo-lotkowe (tzw. sterolotki) spełniało podwójną funkcję sterowania podłużnego i poprzecznego, pracując jako ster wysokości lub jako lotki. Usterzenie poziome zaprojektowano jako dwie symetryczne płyty wolnonośne, o konstrukcji przekładkowej.

Podwozie — trójpodporowe, chowane w kadłubie. Amortyzatory olejowo-gazowe.

Napęd był zależny od wersji samolotu. TS-16 I wariant miał być napędzany dwoma projektowanymi silnikami SO-2, stanowiłymi rozwój silnika SO-1 z dopalaczem. Maksymalny ciąg jednego silnika wynosił 9,8/14,7 kN (1000/1500 kg). TS-16RD otrzymał jeden silnik RD-9B z dopalaczem, o ciągu 25,48/31,85 kN (2600/3250 kg). Zbiorniki paliwa mieściły się w kadłubie. Dla poprawienia sprawności silnika przewidziano system podgrzewania paliwa przed podaniem do wtryskiwaczy w komorze spalania.

Uzbrojenie stałe: TS-16A — 2 działka NR-23 kal. 23 mm, TS-16B — 1 działko NR-23 kal. 23 mm. Ponadto 1 foto k.m. S-1. Przewidziano również możliwość stosowania npr lub kpr, bomb i dodatkowej broni artyleryjsko-strzeleckiej, podwieszanych na wisielnikach pod skrzydłami.

W wyposażenie składało się z radiostacji UKF R-800, automatycznego radiokompasu ARK-5, sygnalizatora przelotu MRP-48, radiowysokościomierza RW-2, busoli żyromagnetycznej GIK-7 i radarowego dalmierza SRD-1. Szkolno-treningowa wersja B miała ponadto symulator uszkodzeń, sterowany z kabiny instruktora.

Dane techniczne

Wyszczególnienie		TS-16RD-A	TS-16RD-B
Wymiary:	rozpiętość	7,0 m	7,0 m
	długość	14,4/13,0 m*	14,4/13,0 m*
	wysokość**	2,3 m	2,3 m
	pow. nośna	19,2 m ²	19,2 m ²
Masy:	własna	3190 kg	3240 kg
	całkowita	4945 kg	4946 kg
Osiągi:	prędkość maksymal. h = 0 m	1210 km/h	
	prędkość maksymal. h = 9000 m	1460 km/h	
	prędkość przelotowa h = 11000 m	850 km/h	
	prędkość lądowania	210 km/h	
	prędkość dopuszcz. h = 0 m	1260 km/h	
	prędkość dopuszcz. h = 5900 m	1710 km/h	
	prędkość wznoszenia h = 0	92 m/s	
	pułap praktyczny	14000 m	
	zasięg maksymalny	2200 km	

* Z silnikami SO-2.

** Wysokość mierzona przy kabinie.

TC BORSUK

W 1964 r. mgr inż. Tadeusz Chyliński z Instytutu Lotnictwa opracował projekt wstępny dwusilnikowego górnopłata wielozadaniowego.

Napęd stanowiły silniki turbołmigowe, o mocy po 295 kW (400 KM). Samolot w wersji pasażerskiej miał 12 foteli, a w wersji transportowo-desantowej mógł zabierać na pokład 1500 kg ładunku. *TC-Borsuk* był proponowanym następcą samolotu *An-2*.

SM-4 ŁĄTKA

Po uruchomieniu produkcji i pewnym okresie eksploatacji licencyjnej łmigowca *SM-1* powstała koncepcja zbudowania lekkiego ekono-

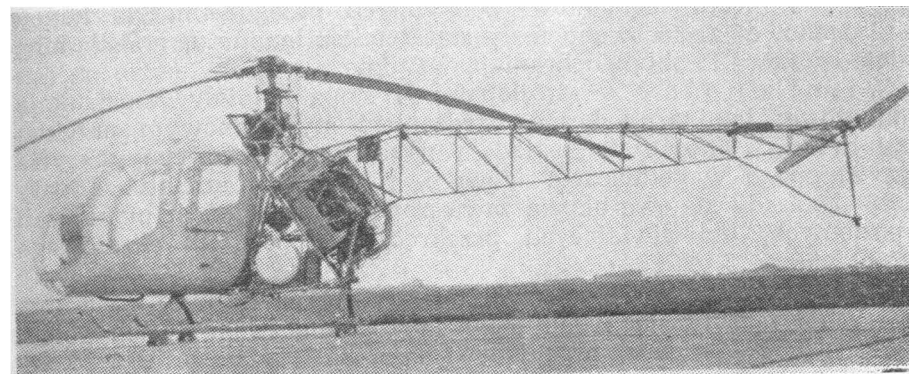
micznego łmigowca *SM-4*, mniejszego od *SM-1* i napędzanego o porównywalnym silnikiem. Dane wyjściowe zakładały masę całkowitą rzędu 1000 kg i moc startową silnika równą lub mniejszą od 147 kW (200 KM). Łmigowiec miał być użytkowany przede wszystkim w wersji śmigłowej. Poza tym przewidywano budowę wersji szkolnej, sanitarnej i rolniczej. W innych krajach łmigowce tej klasy są szeroko stosowane do lotów patrolowych, kontroli ruchu drogowego, obserwacji ciągów komunikacyjnych, kontroli obiektów liniowych itd.

W 1958 r. opracowano projekt wstępny silnika *WN-6S*, a w następnym roku projekt techniczny. Był to wariant silnika *WN-6B*, przystosowany do napędu łmigowca. Zastosowano w nim automatyczne sprzęgło, wentylator do wymuszonego chłodzenia cylindrów oraz rozrusznik elektryczny. Pierwszy egzemplarz silnika wykonano w końcu czerwca 1961 r., a w lipcu rozpoczęto próby funkcjonalne, które trwały do końca maja 1962 r.

Prace nad projektem konstrukcyjnym łmigowca podjęto w 1961 r. w biurze konstrukcyjnym WSK Łwidnik, w zespole kierowanym przez mgr. inż. Jerzego Kotlińskiego. W konstrukcji łmigowca w znacznym stopniu zastosowano elementy z laminatów szklanych, jak np. śmigła wirnika, skorupę kabiny, podwozie, statecznik na belce ogonowej i łmigło ogonowe. Prace doświadczalne nad zastosowaniem laminatów szklanych prowadzono w latach 1953–1960 w Instytucie Lotnictwa. Badano przy tym możliwości wykorzystania laminatów nie tylko do części maszynowych, ale również dla odpowiedzialnych elementów nośnych. Śmigła wirnika nośnego, wykonane z laminatów, odznaczają się wieloma zaletami: łatwą technologią produkcji, niskim kosztem wytwarzania, wysokim stopniem gładkości powierzchni i wiernością zachowania profilu, zapewniającą im odpowiednią opór profilowy.

W 1962 r. wykonano pierwszy egzemplarz łmigowca przeznaczony do prób statycznych oraz drugi do prób w locie (rys. 337). *SM-4* wykonany był w wersji śmigłowej, przeznaczony dla wojska. Po otrzymaniu silnika *WN-6S*, rozpoczęto pod koniec 1962 r. próby naziemne łmigowca na stoisku badawczym, podczas których stwierdzono wysoki poziom drgań. W miesiącach kwietniu i maju 1963 r. na wystawie „Tworzywa Sztuczne w Gospodarce Narodowej”, urządzonych w PKiN w Warszawie, eksponowano elementy *SM-4*: kabinę z podwoziem, śmigła wirnika nośnego i łmigło ogonowe.

Do produkcji seryjnej *Łątka* jednak nie doszło. Wobec niedopusz-



Rys. 337. Łmigowiec patrolowo-śmigłowy *SM-4 Łątka*

czenia silnika *WN-6S* do użytkowania w locie zawieszono próby naziemne prototypu łmigowca. W tym samym czasie wysiłek całego potencjału wytwórni skoncentrowano na wdrożeniu do produkcji seryjnej turbinowego łmigowca licencyjnego *Mi-2 (SM-3)*. Z kolei zaniechano prac badawczo-rozwojowych nad silnikiem, rezygnując ze stosowania śmigłowej jednostki napędowej.

Wyniki badań nad laminatowymi śmigłami wirnika dla *Łątki* zachęciły w międzyczasie konstruktorów WSK Łwidnik do prowadzenia dalszych prac w tym kierunku i zaprojektowania śmigła z tego materiału do łmigowców *SM-1* i *SM-2*. Po dalszych badaniach zmęczeniowych śmigła te zostały na początku 1964 r. przyjęte i dopuszczone do prób w locie.

Pod koniec 1964 r. w biurze konstrukcyjnym WSK Łwidnik, kierowanym wówczas przez mgr. inż. Stanisława Trębaczę, podjęto prace nad zmodyfikowaną wersją *SM-4*, napędzaną silnikiem odrzutowym *GTD-350*, oznaczoną jako *SM-5*. Opracowanie pozostało jednak w zakresie studium.

Przeznaczenie i konstrukcja

Jednosilnikowy, trzymiejscowy łmigowiec wielozadaniowy: śmigłowy, dyspozycyjny, szkolny i sanitarny. Układ jednowirnikowy ze łmigłem ogonowym. Konstrukcja mieszana: metal — laminaty z włókna szklanego.

Kadłub składa się z części przedniej — kabiny, części środkowej i belki ogonowej. Elementem pracującym w kabinie była podłoga uformowana w belkę, wykonaną z blachy duralowej. Kabina o czystej konstrukcji skorupowej była wykonana z laminatu i miała bogate oszklelenie. Wewnątrz umieszczono fotele dla pilota i dwóch pasażerów. Drzwi wejściowe znajdowały się z obu stron kabiny. Belka podłogowa składa się z kratownicy części środkowej za pomocą czterech okuć. Kratownica środkowej części kadłuba wykonana była z rur stalowych, łączonych przez spawanie. Zabudowano w niej zbiornik paliwa, ustawiony skośnie silnik i przekładnię główną. Belka ogonowa stanowiła kratownicę przestrzenną, spawaną z rurek stalowych, o przekroju trójkątnym, wierzchołkiem zwróconym ku dołowi. Nad belką przechodził wałek napędowy łmigła ogonowego, składający

jacy się z pięciu segmentów, połączonych przegubami. Na końcu belki ogonowej zamocowano mały statecznik z laminatu, przekładnię, śmigło ogonowe i kabłąk, ochraniający śmigło.

Wirnik nośny — trójsopłatowy. Słopaty miały konstrukcję laminatową: laminarny keson z rdzeniem styropianowym — przyklejony był do tylnej części, składającej się z laminatowego pokrycia usztywnionego wypełniaczem ulowym, również z laminatu. Słopaty miały u nasady stalowe okucia zawieszane na przegubach pionowych i poziomych, umożliwiając przekręcanie słopat dla okresowego sterowania.

Podwozie — typu półosiowego. Półosi wykonane były z rur duralowych i składający się z kadłubem za pośrednictwem dwóch goleni sprężystych z laminatu, pracujących jako amortyzatory. Przy konstrukcji podwozia wykorzystano doświadczenia z podobnym układem zastosowanym na prototypie śmigłowca *JK-1 Trzmiel*.

Zespół napędowy: silnik WN-6S, sześciocylindrowy, paski, chłodzony powietrzem, moc startowa 132 kW (180 KM). Chłodzenie wymuszone wentylatorem pobierającym moc 15 kW (20 KM). Róznica następową sprężonym powietrzem. Zbiornik paliwa 100 dnr znajdował się pod silnikiem.

Dane techniczne

Wymiary: średnica wirnika 10,0 m, długość kadłuba 9,3 m, wysokość 2,8 m.

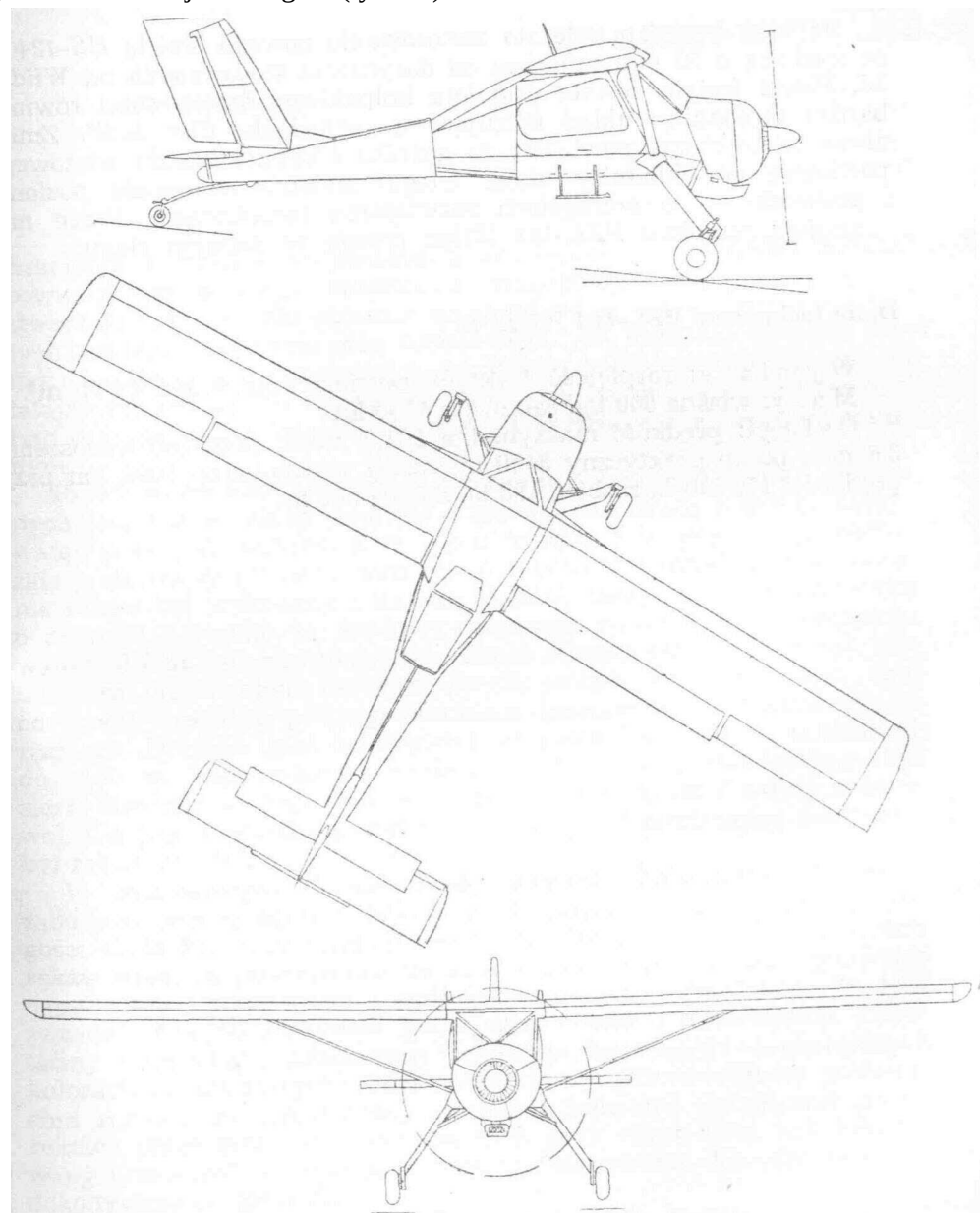
Masy: własna 640 kg, użyteczna 330 kg, całkowita 970 kg.

Osiedzi- prędkość maksymalna 135 km/h, prędkość przelotowa 115 km/h, prędkość wznoszenia 4,5 m/s, pułap 3300 m, zasięg 300 km, czas trwania lotu ok. 3 h 20 min.

SM-6

Kolejnym etapem rozwoju lekkiego śmigłowca *SM-4* i *SM-4GTD* (*SM-5*) stał się projekt *SM-6*, opracowany w biurze konstrukcyjnym WSK Łwów, kierowanym przez mgr. inż. J. Olejnika. Jako napęd służył również silnik *GTD-350*, wypróbowany w śmigłowcach *Mi-2*. Po opracowaniu koncepcji przeprowadzono szereg konsultacji z potencjalnymi użytkownikami maszyny. Na podstawie tych opinii opracowano założenia konstrukcyjne, a następnie projekt wstępny. Równolegle prowadzono prace badawcze w IL, gdzie przedmuchano model *SM-6* w tunelu aerodynamicznym oraz zbadano przepływ powietrza do silnika umieszczonego w kadłubie za przedkadłubem. Ponadto podjęto badania dynamiczne modelu śmigłowca na zjawisko rezonansu przyziemnego. Zaawansowana dokumentacja kadłuba pozwoliła na wykonanie dokładnych obliczeń wytrzymałościowych przez katedrę prof. inż. Z. Brzosi. W trakcie opracowania projektu technicznego prace zostały przerwane. Decyzja ta wynikała z ogólnych tendencji gospodarczych, stosowanych wówczas w stosunku do przemysłu lotniczego. Realizacja tego interesującego zamierzenia została odsunięta na przyszłość i zapewne znajdzie miejsce w perspektywicznych planach rozwoju naszego przemysłu lotniczego.

Rosnące zainteresowanie samolotem *Wilga* ze strony użytkowników oraz wysuwane postulaty dotyczące powiększenia masy użytecznej do około 600 kg i przedłużenia zasięgu do 1100 km, sprawiły, że na początku 1972 r. zespół konstrukcyjny WSK Łwów, z udziałem pracowników Instytutu Lotnictwa, opracował projekt analityczno-koncepcyjny modyfikacji samolotu *Wilga 35*. Zmodyfikowana wersja została nazwana *Wilga 45* (rys. 338).



Rys. 338. Sylwetka projektowanego samolotu *PZL-104 Wilga 45*

Konstruktorzy wyszli z założenia, że dla utrzymania dotychczasowego obciążenia powierzchni nośnej konieczne jest powiększenie skrzydeł. W tym kierunku poszła zatem główna linia koncepcyjna samolotu.

Projektowana *Wilga 45* otrzymała skrzydło o większej rozpiętości 13,2 m, z lekkim skosem. W wyniku analizy ciężarowej ustalono, że bardziej racjonalne będzie zastosowanie skrzydła zastrzaowego niż wolnonośnego dla otrzymania zysku na ciężarze własnym konstrukcji.

Do innych zmian należało zastosowanie nowego śmigła *US-12400*, ze średnicą o 50 mm mniejszą od dotychczas stosowanych na *Wildzie 35*. Piasta śmigła została osłonięta kołpakiem. Zastosowano również bardzo racjonalny układ filtrujący z samochodu *Fiat 125P*. Zmieniono także chwyt powietrza do gałnika i kształt kanału wlotowego powietrza do chłodnicy oleju. Uległo zmianie usterzenie poziome i podwozie — w szczególności rozwinięcia technicznego. Prace nad rozwojem samolotu *PZL-104 Wilga* trwały w dalszym ciągu.

Dane techniczne PZL-104 Wilga 45

Wymiary: rozpiętość 13,19 m, powierzchnia nośna 19,31 m².

Masy: własna 860 kg, całkowita 1500 kg.

Osłogi: prędkość maksymalna 201,5 km/h, prędkość wznoszenia 3,6 m/s, pułap praktyczny 3450 m, zasięg maksymalny 1090 km przy prędkości 120 km/h, rozbieg 193 m, dobieg 208 m.

BEZZAŁOGOWE OBIEKTY LATAJĄCE

RĘKAWY STRZELECKIE

Szkolenie i trening w strzelaniu do celów powietrznych wymaga stosowania urządzeń, stwarzających warunki zbliżone do rzeczywistych sytuacji bojowych oraz umożliwiających kontrolę celności trafień. Latające tarcze strzeleckie nazywane bezzałogowymi obiektami latającymi lub celami latającymi dzielą się na: holowane za samolotem oraz na wolno latające, w tym na szybowce i z napędem własnym.

Przedstawicielem najstarszej wojskowej generacji celów holowanych jest rękaw, który jako cel włączony ma długą historię, zdobywał prawo obywatelstwa w epoce napędu łukowego. Jego istotne zalety stanowiły prostota konstrukcji i łatwość obsługi. Konstrukcyjnie rękaw był wykonany z mocnej tkaniny zeszytej na kształt worka o długości 8,0—10,0 m, średnicy szerszego wlotu 1,0 m i węższego wylotu 0,7 m, bez zaszytego dna. Przód rękawa wzmocniony był metalowym pierścieniem usztywniającym półtwardo. Ponadto rękaw miał od spodu specjalne półkręgi chroniące tkaninę przed rozdarciami na rozbiegu. Długość linki holowniczej wynosiła 200—600 m, a niekiedy do 1000 m. Zapomnianym konstruktorem rękawa strzeleckiego był sierż. Haberlin — francuski pilot myśliwski z okresu I wojny światowej. Od jego nazwiska pierwszy holowany cel powietrzny nazywany był rękawem „H”.

W początkowym okresie, kiedy samoloty holownicze nie miały zabudowanych ciągarek, holownik startował od razu z linką o długości około 300 m rozciągniętą na ziemi. Przymocowany na jej końcu rękaw sunął na powierzchni ziemi, a następnie po nabraniu prędkości napełniał się powietrzem i podnosił w górę za samolotem. Za tym zespołem kolejno startowali piloci na samolotach myśliwskich, mając taśmy z amunicją, załadowane pociskami barwionymi o określonych kolorach zostawiających różnobarwne ślady przestrzelin na powierzchni rękawa. Po zakończeniu strzelania holownik dokonywał zrzutu rękawa przez zwolnienie zaczepu liny, przy czym zrzut był dokonywany przeważnie w rejonie startowego stanowiska dowodzenia, gdzie dokonywano oceny trafień.

Po wprowadzeniu samolotów odrzutowych zaczęły się pojawiać trudności w stosowaniu tego wyszukanego urządzenia, ograniczające

możliwości używania, a w pewnych warunkach wręcz uniemożliwiającej korzystanie z rękawa. Jednym z głównych czynników, który zdecydował niemal o zaniechaniu stosowania rękawa strzeleckiego jest ograniczona prędkość jego holowania. Decyduje tutaj duży opór aerodynamiczny rękawa oraz określona wytrzymałość tkaniny technicznej. Prędkość holowania rękawa w praktyce nie przekracza 500 km/h. Jednocześnie przy tych prędkościach następuje zniszczenie jego konstrukcji wskutek rozdarcia lub postrzępienia tkaniny. Ciągłe postępujący wzrost prędkości samolotów bojowych spowodował konieczność szukania nowych rozwiązań, mogących spełniać właściwą rolę w zdobywaniu umiejętności strzeleckich przez pilotów samolotów odrzutowych. Już na początku lat 50-tych podjęto pierwsze kroki w kierunku stworzenia nowoczesnych celów powietrznych. Zespół konstruktorów z Szybocowego Zakładu Doświadczalnego w Bielsku-Aleksandrowicach przedłożył rysunki koncepcyjne celu wolno latającego SZD, a Główny Instytut Lotnictwa w Warszawie wstępne studium samolotu bezzałogowego TC-1. Propozycje podobnych rozwiązań opracowały również inne zespoły. Oprócz tego przeprowadzano w wojsku eksperymenty zmierzające do udoskonalenia stosowanego dotychczas klasycznego rękawa.

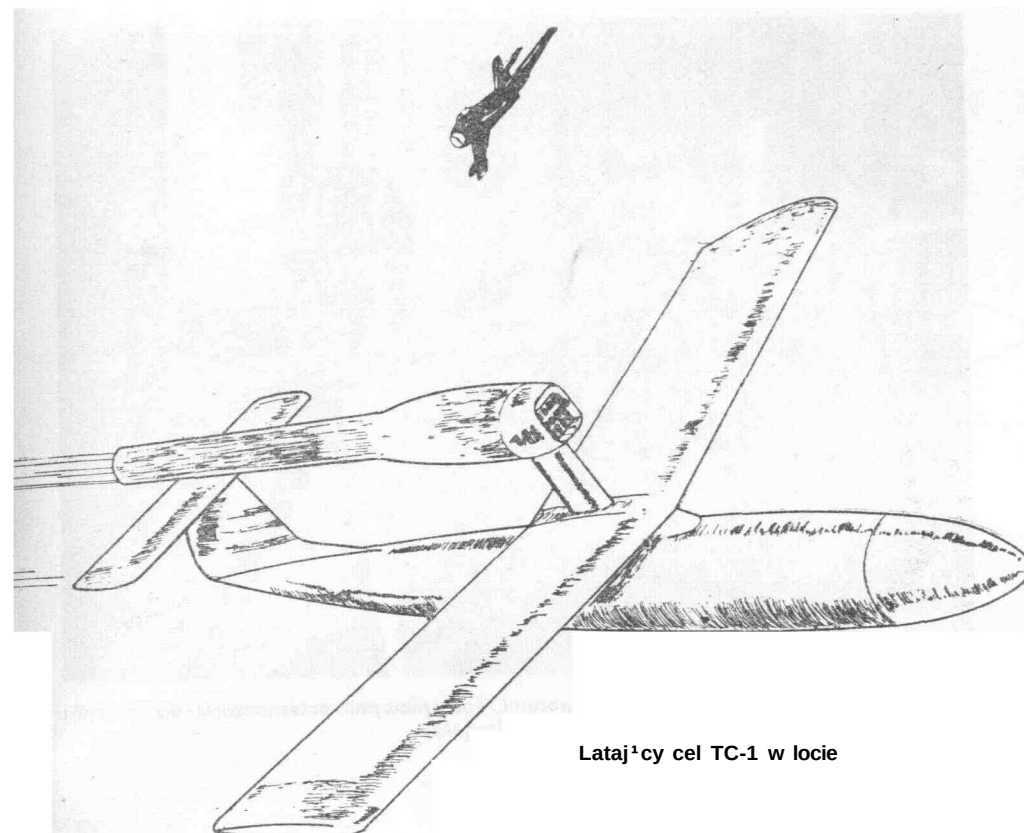
Koncepcja modernizacji rękawa była realizowana w dwóch kierunkach. Według pierwszej rękaw miał otrzymać skrzydła rozsuwane się do przodu, w miarę wzrostu prędkości, aby kształtem zbliżyć się do samolotu, uzyskać lepsze właściwości lotne i stworzyć dla celowania warunki imitujące stany rzeczywiste — według drugiej koncepcji przewidywano wykonanie samego rękawa z pierścieniem Townenda, zapewniającym bardziej równomierny opływ strug. Zarówno jedno, jak i drugie rozwiązanie nie wytrzymało prób, co spowodowało konieczność dalszego szukania nowych sposobów rozwiązania problemu.

W latach 1954—55 zaprojektowano, wykonano i oblatano w Instytucie Lotnictwa oryginalny nowy typ rękawa strzeleckiego, przeznaczonego do holowania za samolotem odrzutowym z prędkością do 500 km/h. Szybki rozwój lotnictwa wojskowego i dalszy wzrost prędkości lotu sprawiły, że i to rozwiązanie nie stwarzało większych perspektyw. W tej sytuacji zdecydowanie zwrócono się w stronę koncepcji holowanych celów uskrzydłonych i celów wolno latających.

TC-1

Na początku lat pięćdziesiątych Zakład Wytrzymałościowo-Konstrukcyjny Głównego Instytutu Lotnictwa podjął prace nad projektem celu latającego TC-1, który był zdalnie sterowany niewielkim samolotem napędzanym pulsacyjnym silnikiem odrzutowym, startującym z katapulty. Samolot-cel przeznaczony był do strzelań artylerii przeciwlotniczej. Prace nad projektem przeprowadzano w okresie 1950—1951. Autorami opracowania byli mgr inż. Tadeusz Chyliński (od jego inicjatyw powstał skrót TC) i mgr inż. Jerzy HaraŹny.

Do startu służyła katapulta zaprojektowana w Zakładzie Wytrzymałości GIL. Przed startem samolot był ustawiany na specjalnych samach, znajdujących się na biegni katapulty o długości 18,0 m. Sanie były napędzane lewarem pneumatycznym. Samolot rozpędzony do



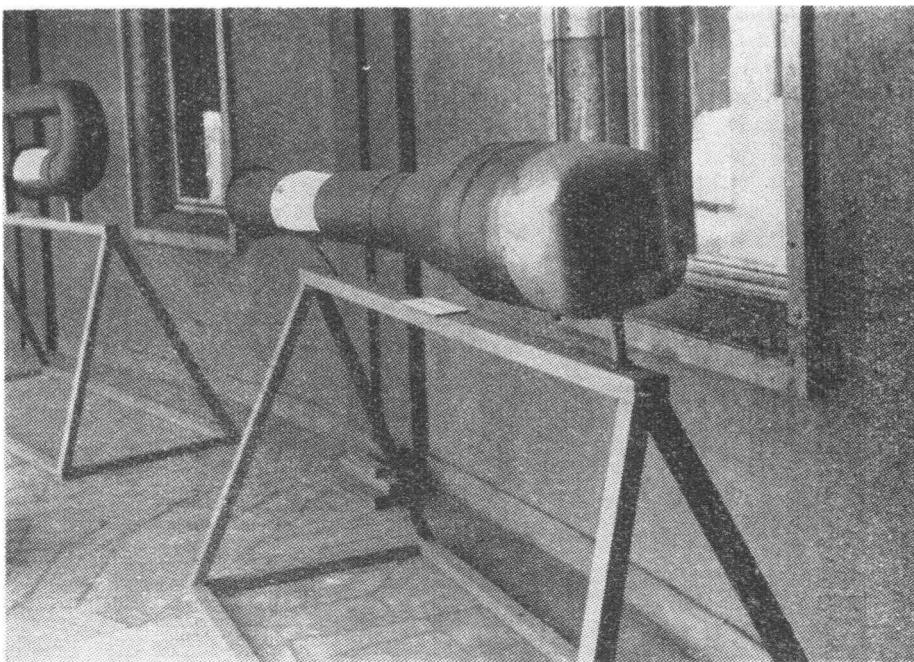
Latający cel TC-1 w locie

prędkości 150 km/h, z pracującym silnikiem, wyrzucany był pod kątem 15°. Zdalne sterowanie odbywało się za pomocą wielokanałowej aparatury radiowej, podającej impulsy na przekaźniki elektryczne uruchamiające z kolei siłowniki pneumatyczne poszczególnych mechanizmów. W TC-1 nie przewidywano zastosowania automatycznego pilota, w związku z czym lot musiał się odbywać wyłącznie w zasięgu kontroli wzrokowej. Po wyczerpaniu paliwa lub po odcięciu jego dopływu, TC-1 schodził lotem ślizgowym i lądował lub wodował na kadłubie zabezpieczonym od spodu póżą (rys. 339).

Do napędu prototypów zamierzano użyć silnik GIL SP-3 — jeden z opracowanych w Zakładzie Silników i wykonanych w Zakładzie Produkcji Doświadczalnej GIL, w latach 1948—1951. Były to pulsacyjne silniki z zaworami sprężynowymi o cięgu 0,68 kN (70 kG), 1,37 kN (140 kG), i 4,9 kN (500 kG). Silnik SP-3 o cięgu 0,68 kN (70 kG) był wykonany w dwóch wersjach, różniących się czasem pracy, w I wersji $t_p = 20$ min, a w wersji II $t_p = 1$ h 30 min (rys. 340).

Układ zdalnego sterowania: aparatura nadawcza i odbiorcza oraz mechanizm wykonawczy były zaprojektowane i wykonane w Zakładzie Osprzętu GIL.

Prace nad budową TC-1 były znacznie zaawansowane, silnik SP-3 był gotowy, płatowiec i urządzenia pomocnicze wykonane w około 40%, katapulta w 75%. Ze względu na brak zdecydowanej koncepcji wykorzystania samolotu-celu i spadku zainteresowania konstrukcją, budowa TC-1 została przerwana w 1952 r.



Rys. 340. Silnik pulsacyjny SP-3 z zaworami sprężynowymi przeznaczony do napędu latającego celu TC-1 (fot. Andrzej Morga'a)

Konstrukcja

Górnopłat o napędzie odrzutowym z silnikiem pulsacyjnym. Zdalnie sterowany samolot-cel (rys. 341).

Konstrukcja mieszana: skrzydła drewniane, kryte płótnem, kadłub i usterzenie metalowe. Dobry stateczność zapewnia celowi znaczny dodatni wznios skrzydła.

Nad kadłubem na pylonie (wsporniku) zabudowany był silnik, którego rura wylotowa wsparta była z kolei na usterzeniu pionowym.

Usterzenie — ogonowe zaprojektowane było w układzie litery T. Ster kierunku był wychylany w obydwie strony. Ster wysokości, również zdalnie sterowany, miał trzy położenia, odpowiadające lotowi wznoszącemu z silnikiem pracującym, stanowi neutralnemu 0° i lądowaniu.

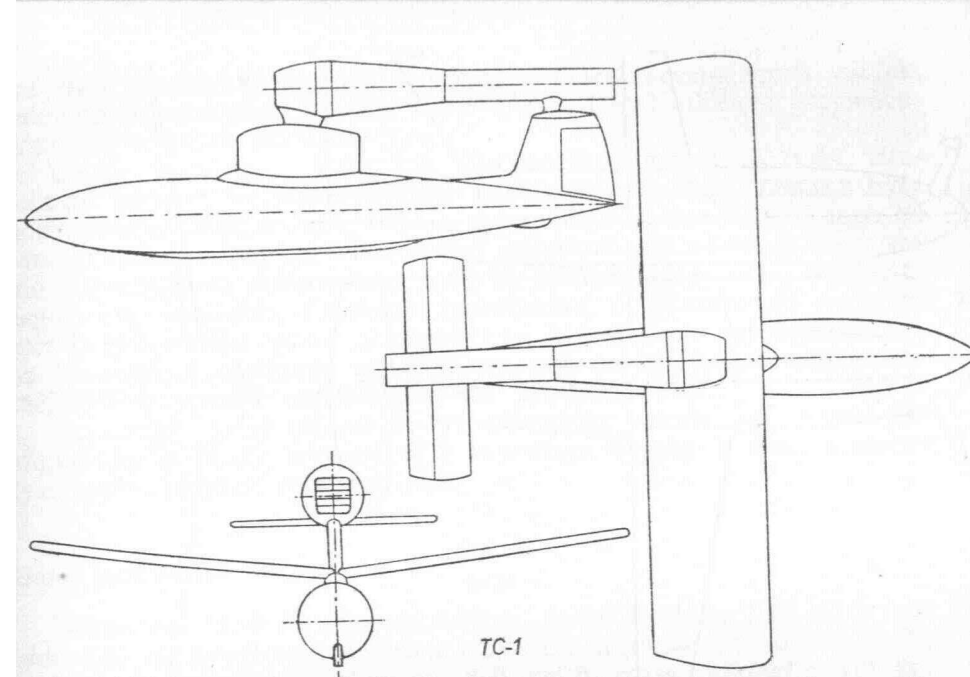
Napęd stanowił silnik pulsacyjny SP-3 o ciągu $0,68 \text{ kN}$ (70 kg). Zbiornik paliwa zajmował środkową część kadłuba.

Na samolocie umieszczone było urządzenie zdalnego sterowania i odległościowego regulowania dopływu paliwa do silnika.

Dane techniczne

Wymiary: rozpiętość $3,35 \text{ m}$, długość $3,33 \text{ m}$, wysokość $1,08 \text{ m}$, powierzchnia nośna $2,16 \text{ m}^2$.

Masa: w locie 235 kg .

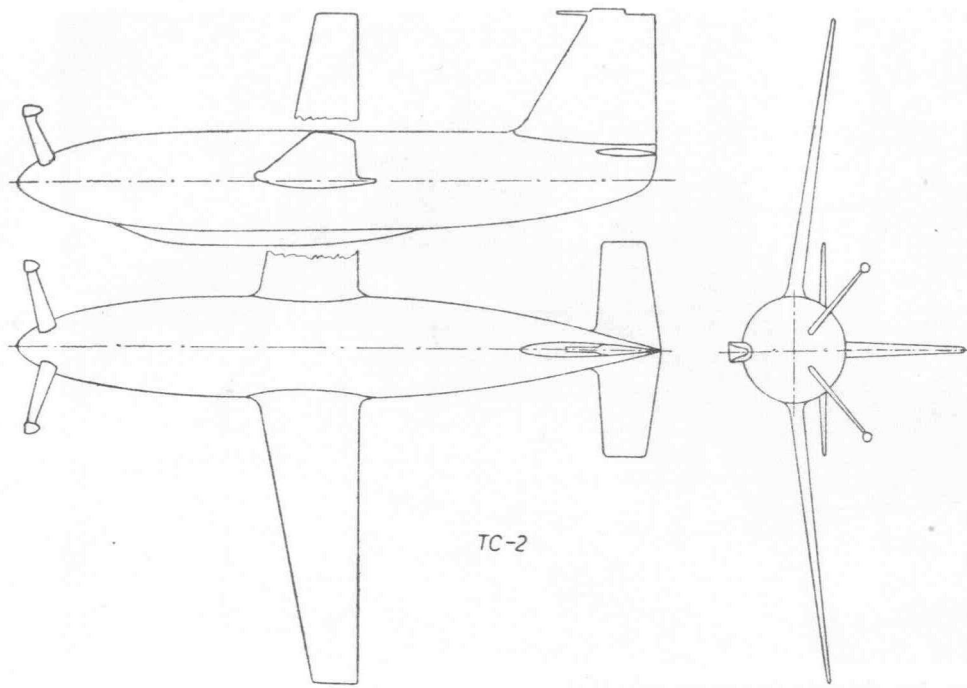


Rys. 341. Sylwetka latającego celu TC-1

Osłogi: prędkość maksymalna na małej wysokości 425 km/h , prędkość lądowania 140 km/h , pułap (ograniczony zapasem paliwa) 3000 m , maksymalny czas trwania lotu 30 min .

Na podstawie zaktualizowanych wymagań, określonych przez wojsko, w nowych założeniach technicznych przystąpiono od 1953 r. w Zakładzie Wytrzymałościowo-Konstrukcyjnym IL do opracowania projektu TC-2 opartego o zupełnie inną koncepcję niż TC-1. Konstruktorami byli mgr inż. Tadeusz Chyliński i mgr inż. Justyn Sandauer. Nowy obiekt bezzałogowy miał być szybowcem holowanym za samolotem Lim-2, z prędkością około 600 km/h , przystosowanym do strzelań w powietrzu dla lotnictwa myśliwskiego i do strzelań artylerii przeciwlotniczej. Dla przyspieszenia cyklu prób i badań w locie zamierzano pierwsze egzemplarze prototypowe wyposażać w kabinę dla pilota oblatywacza.

Start bezzałogowego szybowca miał odbywać się ze specjalnego 44-cołowego wózka startowego przy prędkości około 150 km/h . Po oderwaniu szybowca od ziemi wózek samoczynnie odrywał się i spadał, przy czym następowało automatyczne hamowanie, ograniczające niekontrolowane toczenie po pasie startowym. TC-2, podobnie do rękawa, był holowany przez cały czas za samolotem. Dla zapewnienia prawidłowego lotu szybowca na hoku i jego położenia względem hokownika zastosowano samoczynne ustawianie statecznika wysokości,



Rys. 342. Sylwetka lataj¹cego celu TC-2

uzależnione od ciśnienia dynamicznego. Agregat ten był konieczny do regulacji kąta zaklinowania w zakresie prędkości od 150 do 600 km/h. Zespół holownik-szybowiec miał nadlatywać nad lotnisko do momentu podjęcia przez pilota samolotu holującego decyzji o lądowaniu. W odległości 2,5 km od skraju lotniska, na osi pasa startowego, następowało odłączenie szybowca, który miał swobodnie sam lądować.

Obliczenia wykazały jednak, że po wyczepieniu z liny uwięzi niewielka poprzeczna skądowa siła, np. od bocznego wiatru lub od asymetrii spowodowanej postrzelaniem konstrukcji, stwarza bardzo duże prawdopodobieństwo zejścia szybowca z założonego toru lotu. Projektanci doszli zatem do wniosku, że koncepcja samodzielnie lądującego szybowca, bez zdalnego radiosterowania nie jest słuszną. Poddany krytyce projekt nie doczekał się realizacji, a opracowanie ograniczono jedynie do niepełnego projektu konstrukcyjnego, który był zaawansowany w 70%.

Konstrukcja

Cel holowany, szybowiec w układzie średniopłata, o konstrukcji całokowicie drewnianej (rys. 342).

Skrzydła — jednonośnikowe z kesonem. Pokrycie czêściowo sklejk¹, czêściowo płótnem.

Kadłub — półoskorupowy, z przekrojem kołowym o największej średnicy 1,47 m. Pokrycie ze sklejki brzoźowej. Z przodu znajdowały

się dwa skośne wciągacze w postaci charakterystycznych czułek, zakończone zaczepami do liny holowniczej. Pod kadłubem przymocowana była płoza do lądowania.

Usterzenie — klasyczne. Statecznik pionowy — stały. Statecznik poziomy — automatycznie nastawiany w locie. Zmiany były dokonywane zależnie od ciśnienia dynamicznego, przekazywanego od sondy, umieszczonej na wierzchołku statecznika pionowego. Sterowanie statecznikiem dokonywane było za pomocą urządzeń, znajdujących się w kadłubie. Ciśnienie dynamiczne, przekazane do naczynia szczelnego, oddziaływało na membranę, której ruch był przenoszony na krzywkę, a następnie wzmocniony, powodował przestawienie statecznika wysokości odpowiednio do prędkości lotu.

Do startu służył czterokołowy, odrzucający wózek. Lądowanie następowało na płozie wykonanej z twardego drewna, z dwoma amortyzatorami, olejowo-powietrznymi.

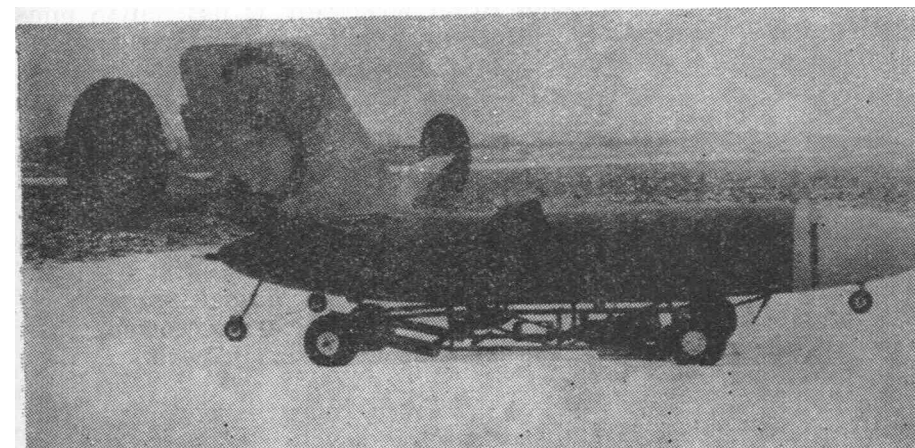
Dane techniczne

Rozpiętość 10,00 m, długość 9,60 m, midel kadłuba 1,47 m* wysokość 3,63 m, powierzchnia nośna 12,24 m², prędkość startu 150 km/h, maksymalna prędkość holowania 600 km/h, masa całkowita 610 kg.

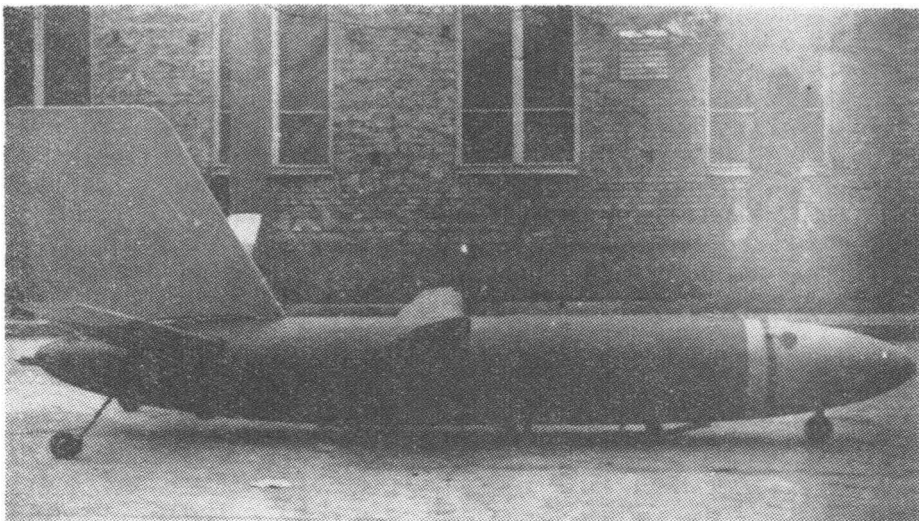
Na początku stycznia 1955 r. przystąpiono w Zakładzie Wytrzymałościowo-Konstrukcyjnym Instytutu Lotnictwa do opracowania dwóch projektów celów latających określonych jako specjalne obiekty latające *Spec-3* i *Spec-4*.

Głównym konstruktorem *Spec-3* był mgr inż. Tadeusz Chyliński. Nowy latający cel w odróżnieniu od TC-2 miał być holowany za samolotem we wszystkich fazach lotu, od startu do lądowania. Zapo-

* Największa średnica.



IRys. 343. Cel holowany Spec-3 - latający model w skali 1:2,5



Rys. 344. Spec-3 bez p³yt brzegowych na powierzchniach no³nych

biega³o to niedogodno³ciom poprzedniego projektu. *Spec-3* by³ szybowcem o uk³adzie kaczk³i, dla którego powierzchnia przedniego p³ata wynosi³a 27%, a tylnego p³ata 73% ogólnej powierzchni no³nej. Wyd³u³enie przedniego p³ata by³o 4,25, a tylnego 15,00. Obrys powierzchni no³nych i ich k¹t zaklinowania by³y obliczone dla pewnej optymalnej pr³edko³ci wywa³enia. Przy pr³edko³ci mniejszej od optymalnej szybowiec lecia³ poni³żej toru lotu samolotu holuj¹cego, a przy pr³edko³ci wi³ekszej unosi³ si³e powy³żej.

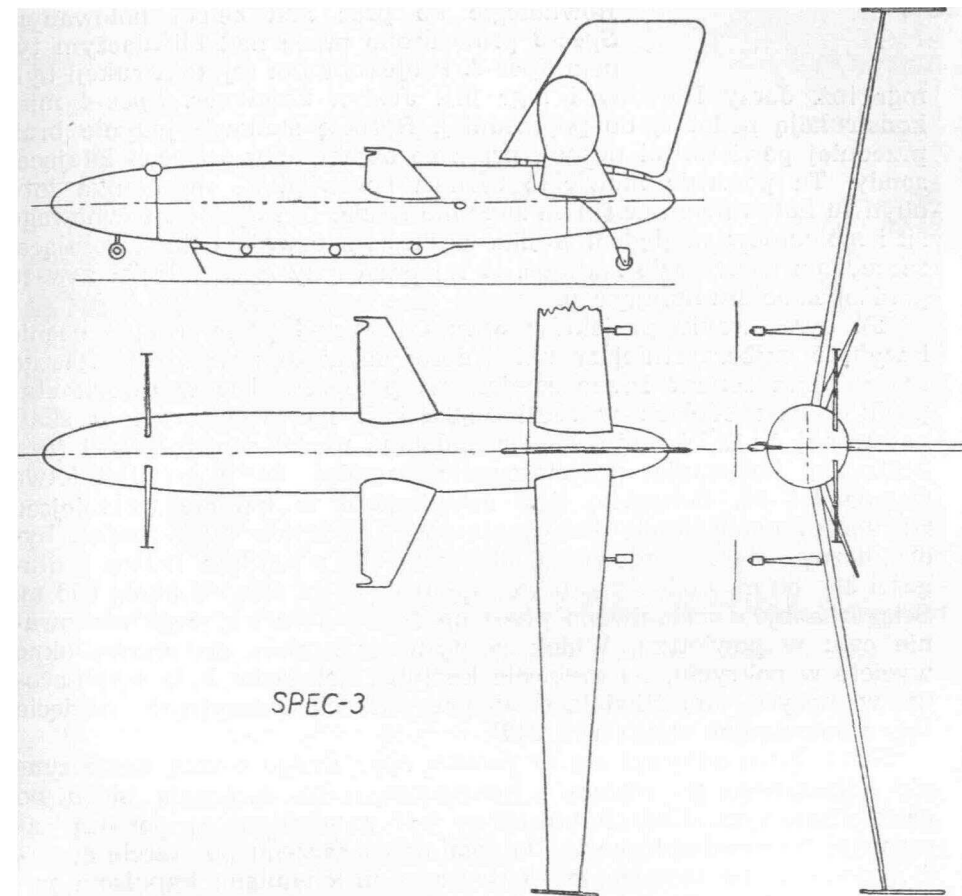
Pierwszy etap prac obejmowa³ wykonanie projektu i budow³e modelu lataj¹cego w skali 1 : 2,5 oraz próby modelu w locie. Drugi etap stanowi³a budowa prototypu szybowca w skali 1 : 1 i próby w locie. Do holowania modeli lataj¹cych celów przeznaczono samolot *Cessna UC-78*. W listopadzie 1955 r. uko³ńczono prace warsztatowe modelu szybowca *Spec-3*. Oblot zosta³ wykonany w nast³ępnym miesi¹cu (rys. 343 i 344). Dalszy program prób etapu I realizowany by³ kompleksowo dla obydwu modeli *Spec-3* i *Spec-4*.

Konstrukcja

Cel holowany, szybowiec, α redniop³at w uk³adzie kaczk³i. Konstrukcja ca³kowicie drewniana (rys. 345).

Powierzchnie no³ne jednod³wigarowe, z kesonem, kryte sklej¹k¹ i p³ótnem. Na ko³ńcówkach tylnej powierzchni no³nej zamocowane by³y p³yty brzegowe. Przednia powierzchnia no³na zamocowana by³a w α rodku d³ugo³ci kad³uba, na jej ko³ńcówkach znajdowa³y si³e dwa zaczepy do holu.

Kad³ub — p³óskorupowy o przekroju ko³owym, wykonany ca³kowicie z drewna. Z przodu kad³uba znajdowa³a si³e poprzeczka, na której opiera³y si³e lejce linki holuj¹cej, w przypadku gdy szybowiec lecia³ nad samolotem holuj¹cym. Nacisk linki na poprzeczk³e nie do-



Rys. 345. Sylwetka celu lataj¹cego *Spec-3*

puszcza³ do nadmiernego wznoszenia si³e szybowca w stosunku do holownika.

Usterzenie stanowi³ du³ży statecznik pionowy z silnym skosem, wyposażony w klapk³e wywa³aj¹c¹.

Podwozie — start odbywa³ si³e na specjalnym 4-ko³owym wózku, odczepianym po uniesieniu si³e szybowca w powietrze. Do l¹-dowania s³u³cy³a p³oza pod kad³ubem i trójpunktowe podwozie z ma³yymi kó³zkami, spe³nij¹ce funkcj³e stabilizuj¹c¹ podczas ruchu na ziemi. Kó³ka tylne umocowane by³y na elastycznych go³leniach wykonanych z p³óresorów.

Projektowe dane techniczne (w nawiasie modelu 1 : 2,5).

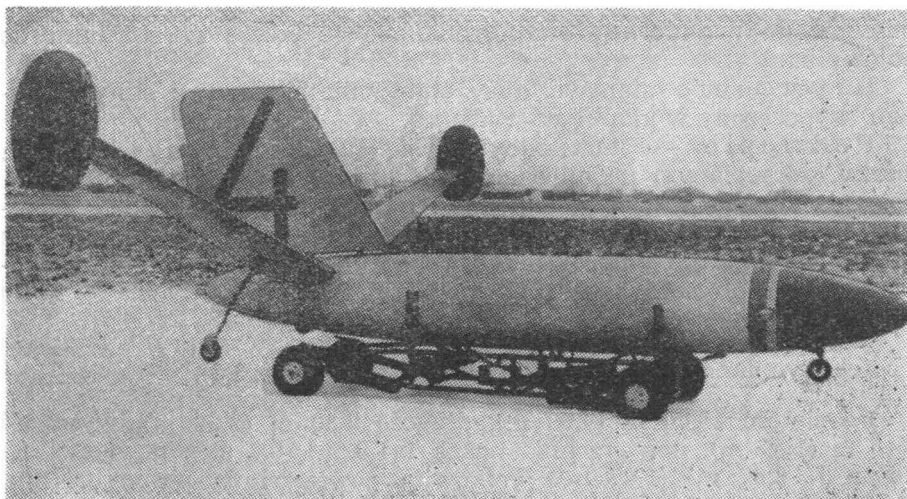
Rozpi³eto³a 10,00 m (4,00 m), d³ugo³a 7,30 m (2,92 m), wysoko³a 3,18 m (1,27 m), powierzchnia no³na I 1,0 m² (0,4 m²), powierzchnia no³na II 2,67 m² (1,07 m²), ca³kowita powierzchnia no³na 3,67 m² (1,47 m²), masa ca³kowita modelu przed próbami 25 kg, masa po próbach 41,4 kg.

SPEC-4

Równolegle do prac nad celem holowanym *Spec-3* prowadzono prace nad bliźniaczym typem *Spec-4*. Projektantami tej konstrukcji byli mgr inż. Jerzy HaraŹny i mgr inż. Justyn Sandauer. *Spec-4* mia³ konstrukcjê podobn¹ do poprzedniej. Ró¿nicê stanowi³ jedynie brak przedniej powierzchni no¿nej, przez co obiekt nabiera³ cech lataj¹cej sondy. Ta pozornie niewielka ró¿nica sprawia³a, ¿e mechanika lotu obydwu holowanych celi by³a zupe³nie ró¿na. Dla *Spec-4* równowagê si³ i momentów wzglêdem œrodka ciê¿koœci zapewnia³a linka holuj¹ca, zaczepiona w przedzie kad³uba. Z tej przyczyny *Spec-4* lecia³ zawsze poni¿ej samolotu holuj¹cego.

Po opracowaniu projektów *Spec-3* i *Spec-4* postanowiono oceniæ i wybraæ najkorzystniejszy uk³ad aerodynamiczny: szybowiec kaczka czy lataj¹ca sonda? Prace zamierzano przeprowadziæ w dwóch etapach: ;I na modelach w skali 1 : 2,5 i II na prototypach w skali naturalnej 1 : 1. W maju 1956 r. oblatano model sondy *Spec-4* (rys. 346). Do holowania przystosowano samolot Instytutu Lotnictwa Cessna UC-78. Œci¹garkê liny zabudowano w kabinie na miejscu zdemontowanych foteli dla pasażerów. Urz¹dzenie mia³o napêd hydrauliczny. Start i l¹dowanie odbywa³y siê z krótkim holem i d³ugoœci 30—50 m. Podczas lotu rozwijano linkê na d³ugoœæ oko³o 500 m. Œci¹garka by³a obs³ugiwana przez operatora obserwuj¹cego zachowanie celu w powietrzu. Widok do ty³u zapewnia³o dodatkowe Okno wyciête w pokryciu, na grzbiecie kad³uba. Œci¹ganka by³a wyposa¿ona w no¿yce, umo¿liwiaj¹ce w przypadkach awaryjnych odciêcie liny z holowanym celem (rys. 347).

Start *Spec-4* odbywa³ siê za pomoc¹ specjalnego wózka, samoczynnie od³¹czanego po starcie i hamowanego dla skrócenia biegu po pasie startowym. Kad³ub po³¹czony by³ z wózkiem za pomoc¹ zaczepu elektromechanicznego. Do zwalniania zaczepu po starcie s³u¿y³o automatyczne urz¹dzenie elektryczne, uruchamiane impulsem podawanym od nacisku lejców linki holuj¹cej na wspornik rurowy.



Rys. 346. Cel holowany *Spec-4*, lataj¹cy model w skali 1 : 2,5



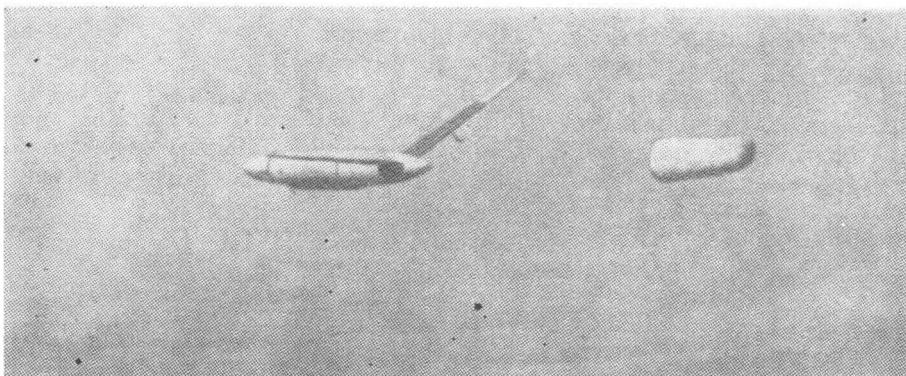
Rys. 347. Cessna UC-78 — holownik lataj¹cych modeli .spec irot. rtarzej Morgata)

Poniewa¿ w czasie startu holowane cele znajdowa³y siê znacznie ni¿ej od samolotu, komplikowa³o to problem startu, wyd³u¿aj¹c rozbieg zespo³u samolot-cel. Holowany obiekt odrywa³ siê bowiem od ziemi "wówczas, gdy samolot osi¹gn¹³ ju¿ du¿¹ wysokoœæ.

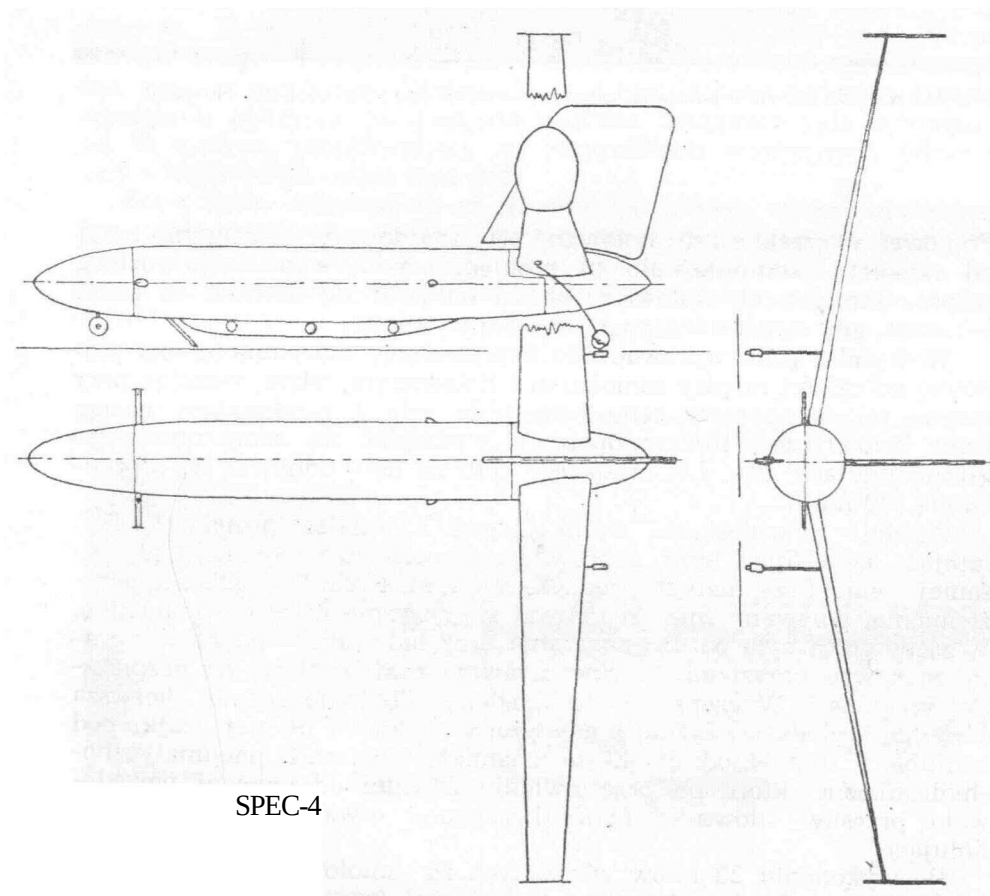
W wyniku prób wprowadzono usprawnienie dla zmniejszenia pionowej odleg³oœci miêdzy samolotem i holowanym celem, stosuj¹c przy starcie rêkaw oporowy zamocowany do celu i zwiêkszaj¹cy naci¹g linki holowniczej. Rêkaw oporowy wyczepia³ siê samoczynnie po kilku minutach lotu. Lot lataj¹cego celu na holu odbywa³ siê z prêdkoœci¹ 240 km/h.

Zgodnie z wnioskami wynikaj¹cymi z analizy projektu TC-2, lataj¹ce cele *Spec* by³y doprowadzane przez samolot holuj¹cy do samej ziemi. Przy ma³ych prêdkoœciach lotu, bliskich prêdkoœci przyziemienia, holowany *Spec* znajdowa³ siê znacznie ni¿ej od holownika. W³œciwoœæ ta by³a bardzo korzystna przy l¹dowaniu. Samolot w czasie manewru przyziemienia *Spec-4* zawsze znajdowa³ siê na bezpiecznej wysokoœci. Wyczepienie celu nastêpowa³o samoczynnie. Pierwsza z ziemi¹ styka³a siê ³y¿ka, umieszczona na koñcu d³ugiej czujki pod kad³ubem. Impuls od czujki uruchamia³ urz¹dzenie pneumatyczno-hydrauliczne, które po przestawieniu dŹwigni odczepowej powodowa³o przesuw si³ownika hydraulicznego i otwarcie zaczepu linki holuj¹cej.

Po wykonaniu 23 lotów wleczonych za samolotem UC-87 i pokonaniu szeregu trudnoœci natury technicznej (rys. 348) próby zakończono z wynikiem pozytywnym, uzyskuj¹c prawid³owe w³œciwoœci



Rys. 348. Spec-4 podczas prób w locie. Model ma zwiększony wznios skrzydeł i zde-
montowane usterzenie pionowe. Elementem stabilizującym jest rękaw wle-
czony na linie za kadłubem



Rys. 349. Sylwetka latającego celu Spec-4

lotne obydwu celów holowanych. Podczas badań i prób w locie wpro-
wadzano szereg zmian i ulepszeń konstrukcyjnych. Zmniejszono
wznios skrzydeł, dodano ster kierunku oraz płyty brzegowe. W wy-
niku opuszczenia końcówek skrzydeł rozpiętość wzrosła do 4,4 m.
W miarę przeróbek i uzupełnień zwiększyła się również masa cało-
wita z 25,0 kg do 39,8 kg. W grudniu 1957 r. zakończono prace
spisaniem sprawozdania z realizacji I etapu programu Spec. Z etapu
II, czyli budowy i badań w locie prototypów wielkości naturalnej,
zrezygnowano. Dalsze prace nad tematem przejął Instytut Techniczny
Wojsk Lotniczych.

Konstrukcja

Cel holowany w układzie sondy latającej. Konstrukcja podobna do
Spec-3, różniła się jedynie brakiem przedniej powierzchni nośnej.
W związku z tym zaczepy holownicze przeniesiono na rurowy wspor-
nik zabudowany w miejscu przedniej poprzeczki w Spec-3. Zaczepy
do holowania zamocowano na końcach wspornika (rys. 349).

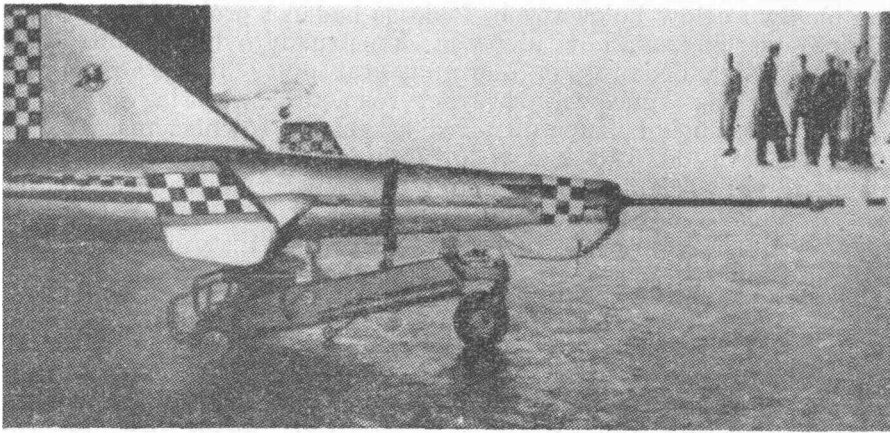
Projektowe dane techniczne (w nawiasie dla modelu 1 : 2,5)

Rozpiętość 10,00 m (4,00 m), długość 7,30 m (2,92 m), wysokość
3,18 m (1,27 m), powierzchnia nośna 2,67 m² (1,07 m²), masa cało-
wita modelu przed próbami 25,0 kg, masa całkowita po próbach
39,8 kg.

Realizację własnej koncepcji celu holowa-
nego zajmował się od dawna mjr inż. Adam
Lewandowski — wykładowca i kierownik pra-
cowni konstrukcyjnej Instytutu Technicznego Wojsk Lotniczych.
W kwietniu 1956 r. przystąpiono w Lotniczych Zakładach Remon-
towych do budowy pierwszego prototypu nazwanego Gacek. Nowy
cel latający był zaprojektowany w układzie latającej sondy i charak-
teryzował się znacznym przednim położeniem środka ciężkości (około
50% przed krawędzią natarcia skrzydła) oraz brakiem usterzenia po-
ziomego. Układ taki zapewniał dobrą stateczność podczas każdej fazy
holowania. Sonda w całym zakresie prędkości wykonywała lot z prze-
niżeniem w stosunku do samolotu holującego. Było to bardzo ko-
rzystne, ponieważ stanowiło dodatkowy czynnik bezpieczeństwa dla
holownika w trakcie prowadzenia ognia przez inne samoloty do holo-
wanego celu. Gacek był przeznaczony do strzelania w powietrzu przez
samoloty myśliwskie i do ognia prowadzonego przez artylerię prze-
ciwlotniczą. W drugim przypadku cel był holowany za samolotem na
kilkakrotnie dłuższej linie. Gacek miał własne stałe podwozie oraz
był wyposażony w spadochron służący do lądowania.

W czerwcu 1956 r. rozpoczęto badania w locie, holując cel za sa-
molotem Junak-3. Próby nie dały spodziewanych rezultatów, a po-
nadto na początku lipca jeden z kolejnych lotów zakończył się
poważnym uszkodzeniem modelu na starcie.

Konstruktor przystąpił do prac modernizacyjnych, wprowadzając
niezbędne zmiany i poprawki. Opracował nowe podwozie odrzucane



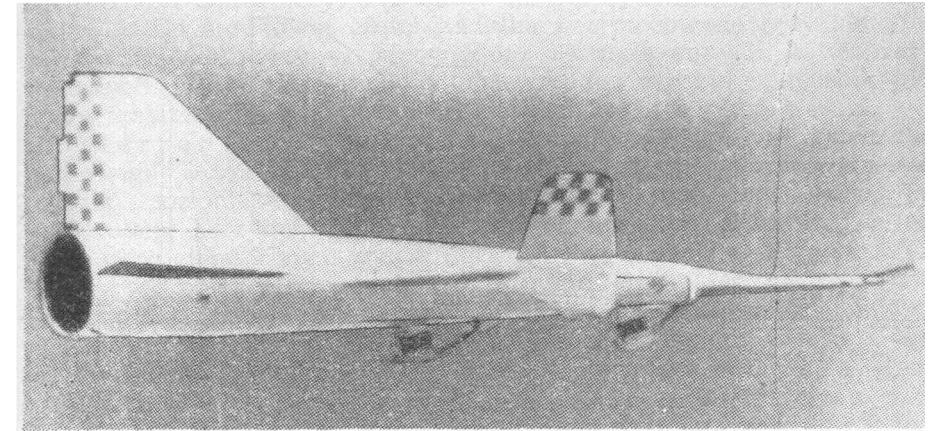
Rys. 350. Lataj¹cy cel Gacek (fot. WAF)

po starcie, a ponadto wyeliminowa³ spadochron jako rozwi¹zanie niepewne, ponieważ po przestrzeleniu czaszy l¹duj¹cy cel mógłby ulec rozbiciu. Od września 1956 r. Gacek przekształca³ się stopniowo w zmodernizowan¹ wersję Gacek-2.

Nowy prototyp był gotowy w styczniu 1957 r. (rys. 350) i w tym samym miesi¹cu został poddany pierwszym próbom na sta³ym podwoziu, odczepianym po starcie. Wkrótce Gacek-2 wykona³ pierwsze loty za samolotem Jak-11. Oblatywaczem był mjr pil. Zdzisław Plezia. Próby w locie wykazały, że lataj¹cy cel ma dobr¹ stateczność, a ponadto odznacza się świetnymi właściwościami aerodynamicznymi, co pozwala na osiągnięcie dużej prędkości lotu. Przy zakrętach Gacek-2 wykonywa³ przechyły przekraczające 45°. W porównaniu z rękawem, pilot holuj¹cy nie odczuwa³ balastu ciąż¹czego na ogonie samolotu oraz osiąga³ prędkość maksymalną niewiele mniejszą od maszyny nie obciążonej, podczas gdy przy holowaniu rękawa prędkość malała o 20—30%. Gacek-2, podobny do samolotu, był w powietrzu doskonale widoczny, co ułatwiało pilotom właściwe zajęcie pozycji i przycelowanie przed oddaniem ognia.

Gacek-2 przeszedł w 1957 r. próby w locie na holu za samolotem Jak-11. W 1958 r. kontynuowano próby za samolotem odrzutowym Lim-2 na linii również o stałej długości. Start w dalszym ciągu odbywał się na wózku, który po oderwaniu się celu od ziemi był samoczynnie odczepiany. Rozwiązanie to w praktyce okazało się dosyć kłopotliwe i kosztowne w eksploatacji. Wzorując się na innym zbudowanym w tym okresie celu Tukan, postanowiono przekonstruować pozycję Gacka, aby mogły służyć również do startu. Ponadto dla poprawienia stateczności w niektórych fazach lotu zastosowano stateczniki poziome o obrysie trójkątnym. Zmodyfikowany Gacek-2 został oblatany 5 maja 1959 r. za samolotem Lim-2 (rys. 351).

W tym czasie postanowiono zastosować na samolocie holowniczym ciężarkę — urządzenie umożliwiającej start i lądowanie celu holowanego na skróconej linii. Ponieważ na Lim-2 nie było możliwości zabudowania tak dużego urządzenia, zaczęto do tego celu stosować samoloty I³-28. Lądowanie Gacka na skróconej linii odbywa się przez



Zmodyfikowany Gacek-2m w locie holowanym

podprowadzenie celu nad lotnisko na małej wysokości ze stałym powolnym zniżaniem. W chwili zetknięcia się poza z nawierzchnią lotniska samoczynny zamek wyczepia linię holowniczą. Przyziemienie odbywało się przy prędkości około 300 km/h, co wymagało odpowiednio skutecznej amortyzacji pól.

Lataj¹cy cel Gacek-2 został oddany do produkcji seryjnej jako pierwszy z licznej rodziny polskich obiektów bezzałogowych, służących do strzelań powietrznych z samolotów bojowych oraz artylerii przeciwlotniczej.

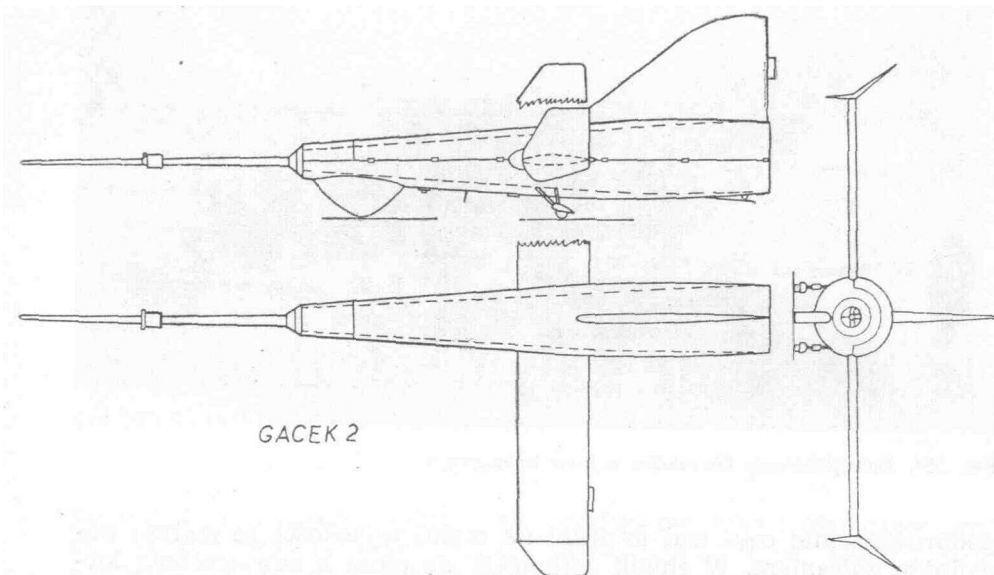
Konstrukcja

Powietrzny cel holowany w układzie latającej sondy, stosowany do szkolenia i treningu ostrego strzelania w locie (rys. 352 i 353).

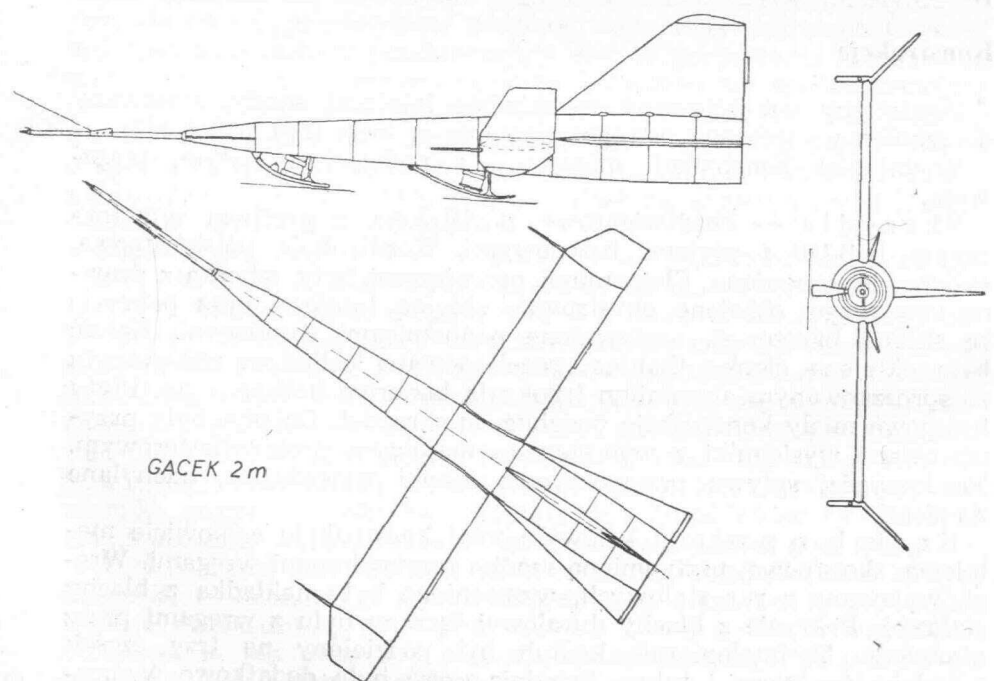
Sredniopłat konstrukcji mieszanej, z podwoziem stałym, płożowym.

Skrzydła — bezdźwigarowe, niedzielone, z profilem symetrycznym EC1240 i pyłami brzegowymi. Konstrukcja półskorupowa, całkowicie drewniana. Elementami pracującymi były żeberka z drewna sosnowego, oklejone obustronnie sklejką lotniczą, oraz pokrycie ze sklejki brzożowej, usztywnione podłużnicami sosnowymi. Całość była oklejona cienką tkaniną, pocellonowaną cellonem zmieszany z sproszkowanym aluminium i pokryta lakierem bezbarwnym. Pyły brzegowe miały konstrukcję podobną do skrzydeł. Do pyłu były przymocowane wysięgniki z wyważeniem masowym przeciwfalterowym. Na krawędzi spływu przymocowano klapki wyważające, odchylane na ziemi.

Kadłub o przekroju kołowym miał konstrukcję całkowicie metalową, skorupową, usztywnioną rzadko rozstawionymi wręgami. Wręgi, wykonane z rur stalowych, wzmocnione były nakładką z blachy stalowej. Pokrycie z blachy duralowej szkieletowane było z wręgami przez nitowanie. Technologicznie kadłub był podzielony na trzy części: przednią, środkową i tylną. Przednia część była dodatkowo wzmocniona rurą stalową o dużej średnicy, do której zamocowano przegu-



Rys. 352. Sylwetka latającego celu Gacek-2



Rys. 353. Sylwetka latającego celu Gacek-2m

bowo dyszel holowniczy, o długości 2,8 m, wykonany również z rury stalowej. Do środkowej części kadłuba przymocowane były skrzydła za pomocą kołnierzy z odpowiednio ukształtowanych kłowników stalowych. Na tylnej części kadłuba zabudowany był statecznik pionowy i stateczniki poziome, mocowane za pomocą okuć i śrub.

Usterzenie w prototypach składało się jedynie ze statecznika pionowego. Gacek-2 otrzymał w późniejszej fazie prób również stateczniki poziome. Konstrukcja stateczników była taka sama, jak konstrukcja skrzydeł. Na stateczniku pionowym znajdowała się odchylana na ziemi klapka wyważająca.

Podwozie w prototypie I było stałe, służyło jedynie do startu, lądowanie odbywało się za pomocą spadochronu. Gacek-2 startował na odrzucanym wózku i lądował na płozach. Zmodernizowany Gacek seryjny miał trypunktowe podwozie płoze, służące do startu i lądowania. Płozy były wykonane początkowo jako klejone z jesionowego drewna. W układzie dwupłozowym amortyzatory były wykonane w postaci bloków, z twardego styropianu. W podwoziu trypłozowym płozy były wykonane z piór stalowych, zawieszonych wahliwie i amortyzowanych blokami gumowymi. Na przedniej płozie znajdował się zabudowany czujnik ziemi, który podczas lądowania, przy zetknięciu się z powierzchnią lotniska, uruchamiał samoczynny zamek zwalniający zaczep liny holowniczej.

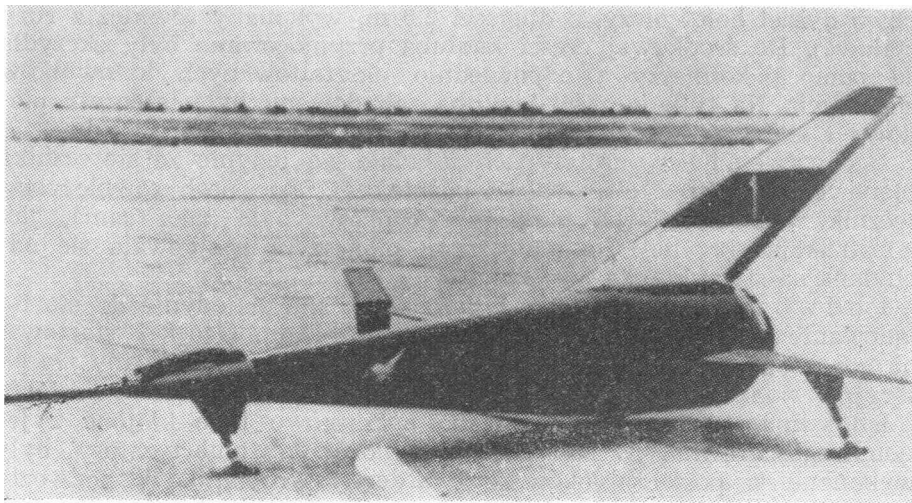
Dane techniczne

Rozpiętość całkowita z płetwami brzegowymi 8,120 m, długość całkowita z dyszlem holowniczym 11,700 m, długość samego kadłuba 8,950 m, miedzi kadłuba 1,100 m, wysokość w linii lotu 2,990 m, powierzchnia nośna 18,4 m², masa całkowita 530 kg, prędkość holowania 750—800 km/h, prędkość lądowania 300 km/h.

Pod koniec lat pięćdziesiątych został opracowany w ITWL przez mgr. inż. Adolfa Jarczyka projekt drugiego celu holowanego, który otrzymał nazwę *Tukan*. Wychodził z podobnej koncepcji i zachowywał układ latającej sondy, *Tukan* odznaczał się innym rozwiązaniem, konstrukcją całkowicie metalową, mniejszymi gabarytami i o wiele niższym ciężarem — przeszło 5-krotnie mniejszym od ciężaru Gacka. Ponadto *Tukan* był przystosowany do większych prędkości lotu — ponad 900 km/h.

Prototyp *Tukana* był holowany za samolotem *Lim-2*. Start odbywał się na podwoziu płoze — trypunktowym, a lądowanie za pomocą typowego spadochronu ratowniczego, stosowanego przez pilotów. Pojemnik spadochronu znajdował się w tylnej części kadłuba. Wyczepienie następowało nad wyznaczoną strefą, nad którą nadlatywał samolot holujący. Po zwolnieniu z uwięzi *Tukan* opadał z samoczynnie otwieranym spadochronem w pozycji pionowej i prętem stalowym wbijał się w ziemię (rys. 354).

Przeprowadzone liczne próby w locie wykazały prawidłowość zastosowanych rozwiązań. *Tukan* odznaczał się dobrą statecznością i świetnymi właściwościami lotnymi. Efektywnie rozwiązane podwo-



Rys. 354. Cel latający Tukan

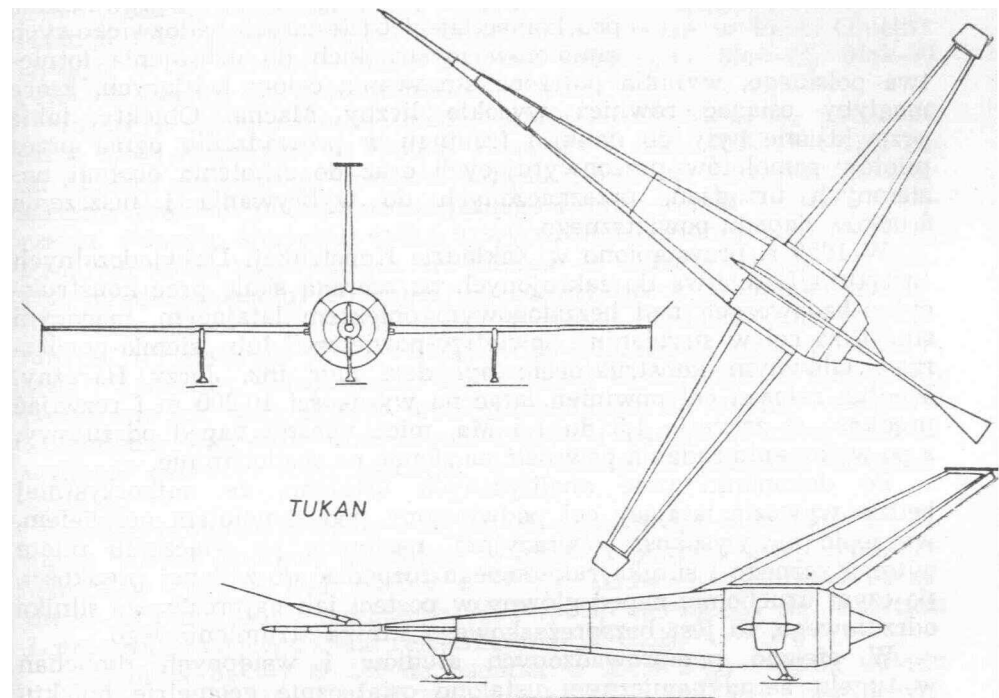
zie p³ozowe, s³u¹ce do startu, dobrze spisuj¹ce si^ê podczas ci^êgkich prób, przyczyni³o si^ê do zastosowania tego samego rodzaju podwozia na seryjnie budowanym celu holowanym Gacek-2

Konstrukcja

Średniop³at zbudowany w uk³adzie lataj¹cej sondy. Konstrukcja ca³kowicie metalowa, z podwoziem p³ozowym, s³u¹cym do startu. Odzysk nast^êpowa³ za pomoc¹ spadochronu, po wyczepieniu celu w locie (rys. 355).

Skrzyd³a — skorupowe, bezd³wigarowe, o obrysie trapezowym, z p³ytami brzegowymi. Profil soczewkowy utworzony ze skrzy³owania wycinków dwóch okr^êgów. Elementem no^ênym skrzyd³a by³a jego cz^êca środkowa, ukszta³towana w formie kesonu, którego zamknięty obwód tworzy³y pokrycie górne i dolne oraz dwie pionowe ścianki, przenosz¹ce napr^êżenie styczne od si³ poprzecznych i od skr^êcania. Nosek i cz^êca sp³ywowa, maj¹ce identyczne kształty, by³y elementami niepracuj¹cymi. Pokrycie górne i dolne usztywnione by³o kształtownikami o przekroju omegowym. Ścieżenie elementów wykonano metod¹ zgrzewania punktowego. Wewn¹trz skrzyd³a znajdowa³y si^ê rzadko rozstawione żebra dla utrzymania profilu. Ca³e skrzyd³o wykonane by³o z blachy stalowej 0,5 mm, z wyj¹tkiem ścianek 0,7 mm. Obie po³ówki skrzyd³a by³y nawzajem wymienne. Przymocowanie do kad³uba nast^êpowa³o za pomoc¹ wkr^êtów.

Kad³ub mia³ konstrukcj^ê ca³kowicie metalow¹. Pokrycie pracuj¹ce wykonane by³o z blachy stalowej, o grubośc¹ach 0,5—0,7 mm. Wewn¹trz kad³uba pokrycie by³o usztywnione wr^êgami o przekroju k¹towym, a w cz^êci tylnej o przekroju omegowym. Ścieżenie elementów pokrycia i wr^êg dokonywane by³o za pomoc¹ zgrzewania punktowego. Kad³ub by³ podzielony na trzy cz^êci. Przednia cz^êca przeznaczona do wbijania w ziemi^ê, przy odzyskiwaniu celu, wykonana by³a jako element si³owy, sk³adaj¹cy si^ê ze sto³kowego po-



Rys. 355. Sylwetka celu latającego Tukan

krycia, wzmocnionego centralnie biegn¹c¹ rur¹ stalow¹. W przodzie kad³uba znajdowa³ si^ê równie³ skośnie ustawiony dr¹g holowniczy z zaczepem. Środkow¹ cz^êca kad³uba wykonano jako sto³ek o ści^êtym wierzcho³ku, z blachy 0,5 mm, usztywniony trzema wr^êgami, o profilu k¹towym. Tyl¹na cz^êca by³a najbardziej obci¹żonym elementem. Przymocowane tutaj by³y obie po³ówki skrzyd³a i statecznik pionowy. Pokrycie wykonane by³o z blachy 0,7 mm, a g^êciej ustawione wr^êgi mia³y profil omegowy. Wewn¹trz cz^êci tylnej znajdowa³ si^ê pojemnik na spadochron systemu odzyskowego.

Usterzenie sk³ada³o si^ê tylko z dużego statecznika pionowego, o konstrukcji takiej samej, jak obie po³ówki skrzyd³a. Na wierzcho³ku statecznika znajdowa³a si^ê ma³a p³yłka pozioma o obrysie trójk¹tnym. Statecznik mia³ duż¹ klapk^ê wywa³aj¹c¹, przytwierdzo- n¹ do kraw^êdzi sp³ywu.

Podwozie sk³ada³o si^ê z trzech wahliwie zawieszonych p³o³, amortyzowanych blokami gumowymi.

Dane techniczne

Rozpi^êtosc³ ca³kowita z p³ytami brzegowymi 5,08 m, d³ugosc³ ca³kowita 5,70 m, d³ugosc³ samego kad³uba 4,85 m, wysoko³ 1,60 m, powierzchnia no^êna 2,1 m², masa w³asna bez spadochronu 98 kg, pr^êdko³ holowania wi^êksza od 900 km/h.

Wobec rych³ej perspektywy wprowadzenia pod koniec lat pięćdziesiątych naddźwiękowych samolotów myśliwskich do uzbrojenia lotnictwa polskiego, wynikała potrzeba stosowania celów latających, które mogłyby osiągać również wysokie liczby Macha. Obiekty takie przewidziane były do nauki i treningu w prowadzeniu ognia przez pilotów samolotów przechwytyjących oraz do szkolenia obsługi naziemnych urządzeń, przeznaczonych do wykrywania i niszczenia środków napadu powietrznego.

W 1959 r. przystąpiono w Zakładzie Konstrukcji Doświadczalnych Instytutu Lotnictwa do zakrojonych na szeroką skalę prac konstrukcyjno-badawczych nad bezzałogowym obiektem latającym, mogącym służyć za cel w strzelaniu „powietrze-powietrze” lub „ziemia-powietrze”. Głównym konstruktorem był doc. mgr inż. Jerzy HaraŹny. Według założeń cel powinien latać na wysokości 10 000 m i rozwijać prędkość w zakresie 1,3 do 1,5 Ma, mieć własny napęd odrzutowy, a po wykonaniu zadania powrócić na ziemię na spadochronie.

Po dokonaniu prac analitycznych ustalono, że najkorzystniej będzie wywozić latający cel podwieszony pod samolotem nosicielem, wyczepiać na wysokości operacyjnej, następnie po wstąpieniu pilota automatycznego i silnika raketowego rozpędzić do żądanej prędkości, po czym uruchomić napęd główny w postaci jak najprostszego silnika odrzutowego, to jest bezsprężarkowego silnika strumieniowego.

W efekcie przeprowadzonych studiów i wstępnych dmuchań w tunelu aerodynamicznym ustalono ostatecznie geometrię obiektu oraz koncepcję układu napędowego. Miało to być zatem bezzałogowy, zautomatyzowany, dwustopniowy obiekt latający, zaprojektowany w układzie „kaczki”, z kadłubem o kształcie wydłużonego cylindra, z opływową głowicą i stożkowym tyłem. Dowolnie zaplanowany lot był możliwy do wykonania dzięki zastosowaniu aparatury programującej, sprzężonej z pilotem automatycznym.

Nowatorski charakter pracy wymagał rozwiązania szeregu poważnych problemów technicznych z zakresu napędu, mechaniki lotu i sposobu odzyskania obiektu. Ustalono zatem program składowy się z pięciu etapów:

- I etap obejmował opracowanie i zbadanie spadochronowego układu odzyskowego do sprowadzenia obiektu z lotu poddźwiękowego na ziemię;
- II etap zawierał prace nad układem napędu raketowego i systemem oddzielania się stopnia II z silnikiem przyspieszającym po spaleniu paliwa stałego;
- III etap miał na celu opracowanie i zbadanie spadochronowego układu hamującego, pozwalającego na bezawaryjne przejście obiektu z prędkości naddźwiękowej do prędkości poddźwiękowej;
- IV etap obejmował prace nad układem autostabilizacji w całym zakresie prędkości oraz nad systemem podwieszania i transportu latającego celu pod samolotem nosicielem;
- V etap zamykał cykl pracami nad przebadaniem napędu głównego, to jest nad bezzaworowymi silnikami strumieniowymi i ich układem paliwowym.

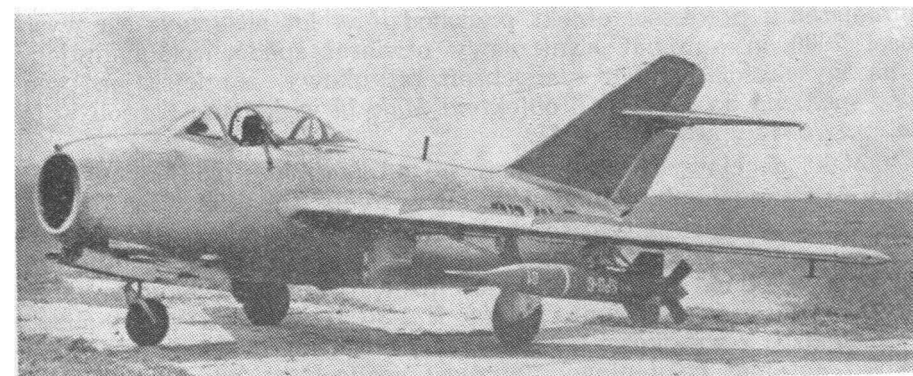
Realizując program, prowadzono równolegle prace konstrukcyjne i podstawowe badania laboratoryjne. W ramach II, IV i V etapu zbudowano trzy różne konstrukcje, bardzo zbliżone do siebie kształ-

tem i masami, ale różniące się wyposażeniem i napędem, zależnie od funkcji, jakie miały spełniać podczas prób i badań w locie. Obiekty latające z tej rodziny miały kolejno oznaczenia Mak-11, Mak-30 i Hal-30. Ostatni był wariantem docelowym.

Próby z egzemplarzami makiet latających celów (skrót Mak) rozpoczęto w 1960 r. Pierwszy z nich Mak-11 różnił się od obiektu docelowego brakiem napędu głównego, zastąpionego makietami, brakiem pilota automatycznego i nieco innym układem ustereżenia. Ponadto startował tylko z wyrzutni naziemnej i poruszał się stromym torem balistycznym. Na pułapie — w szczytowej partii lotu, przy prędkości około 190 km/h, wyrzucany był z pojemnika zmodyfikowany spadochron PD-47, który pozwalał na bezpieczne przyziemienie. Wyposażenie Młka-11 stanowiło 6-kanalowe czułe teletmetryczne i aparatura samopiszczą. Umożliwiała to rejestrację wszystkich podstawowych parametrów lotu, niezbędnych do analizy wyników i ustalenia wniosków końcowych z prób i badań w locie. Mak-11 wykonał dziewięć prób, startując z wyrzutni na poligonie doświadczalnym.

Spadochronowe systemy odzyskowe, opracowane w ramach I i III etapu, zostały poddane badaniom w locie za pomocą specjalnych pojemników typu SPD-1, SPD-3 i SPD-4, podwieszanych pod skrzydłem samolotu doświadczalnego MiG-15bis, należącego do Instytutu Lotnictwa i mającego znaki rejestracyjne SP-GLZ.

Pojemnik SPD-1 służył do badania w locie 2-go stopnia układu odzyskowego, to jest zmodyfikowanych spadochronów ratowniczych PD-47 i S-2. Pojemnik SPD-4 wykorzystano do badania hamującego spadochronu taśmowego TSH-1, stanowił pierwszy stopień układu, a pojemnik SPD-3 służył do badania całego systemu odzyskowego, to znaczy obydwóch spadochronów hamującego i ratunkowego oraz automatyki ich uruchamiania. Pojemniki były wywożone na wysokość operacyjną, a następnie wyczepiane i zrzućane. Wyposażenie pojemników stanowiła automatyka uruchamiająca spadochrony i aparatura pomiarowo-rejestrująca, zapisująca parametry lotu. Dla dopracowania układu odzyskowego wykonano na samolocie MiG-15bis 23 próby z pojemnikami w locie (rys. 356).



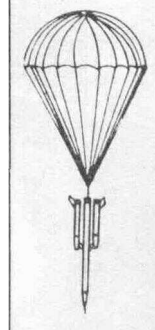
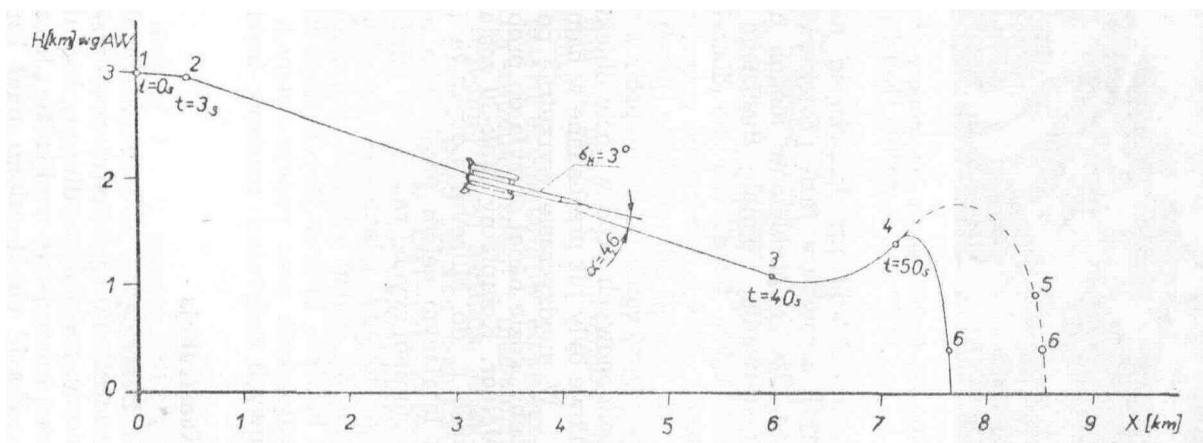
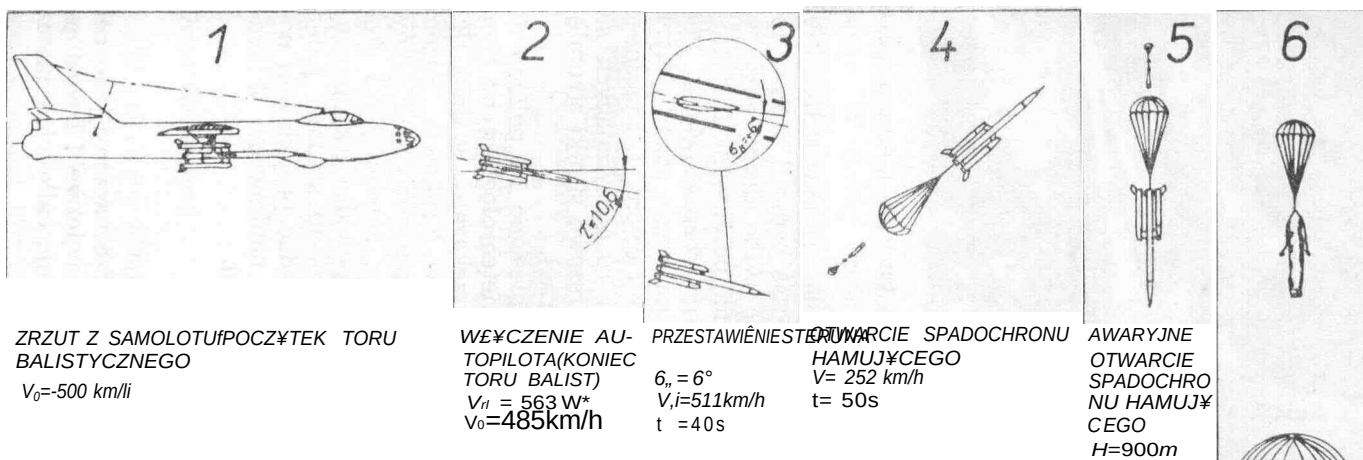
Rys. 356. Samolot MiG-15bis SP-GLZ z pojemnikiem do badania systemów odzyskowych

Mak-30, w odróżnieniu od *Mak-11*, był bardziej zbliżony do *Hal-30*. Pod względem geometrycznym były identyczne, jedynie w miejsce pracujących silników strumieniowych zabudowano dwie makiety *Mia* również masę całkowitą niższą od obiektu docelowego. Wyposażenie stanowiły: autostabilizacja, 8-kanalowe przetwornice telemetryczne i blok aparatury samopiszącej. Jako samolot nosiciel użyty został *I-28* nr 119, będący latającym laboratorium Instytutu Lotnictwa. *Mak-30* zawieszany był na specjalnej konsoli, przytwierdzonej pod lewym skrzydłem samolotu, pomiędzy kadłubem a gondolą silnikową. Sam obiekt był połączony z samolotem nosicielem, poprzez przetwornice wielowypustowe, wielokabli kontrolno-sterowniczych, doprowadzonych do pulpitu dyspozycyjnego, umieszczonego w przedzie samolotu — w kabine nawigatora.

Próby w locie rozpoczęto od zrzutów samego *Mak-30* bez I członu, w celu skontrolowania i dopracowania systemu autostabilizacji przy prędkości poddźwiękowej. Wyczepienie następowało na wysokości 3000 m z prędkością około 500 km/h. Lot ślizgowy trwał około 40 s, przy czym w trzeciej sekundzie następowało włączenie autostabilizacji. Następnie na wysokości 1100 m następowało przesterowanie skrzydełek na duże kąty natarcia, celem przejścia do lotu wznoszącego i zmniejszenia prędkości poruszania się obiektu. W 20 sekundzie lotu, na wysokości 2400 m i przy prędkości około 250 km/h, następowało otwarcie spadochronu hamującego, a na wysokości 400 m wyrzucenie spadochronu ratunkowego. Przyziemienie następowało w odległości 8500—9500 m od punktu wyczepienia (rys. 357).

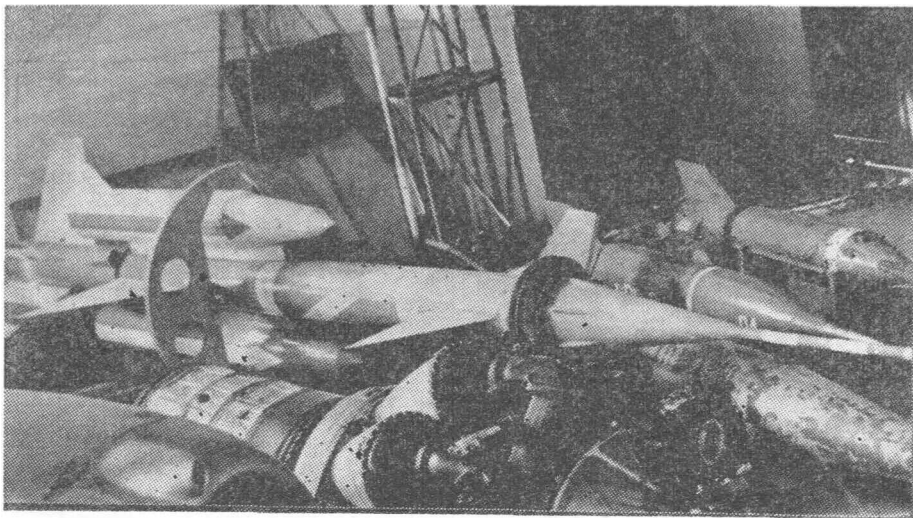
Następny etap obejmował próby w locie *Mak-30* w układzie dwustopniowym, z pracującym silnikiem rakietowym. Samolot nosiciel, wraz z podwieszonym latającym celem, osiągał wysokość operacyjną 10000 m, wówczas operator znajdujący się w kabine nawigatora uruchamiał automatycznie obiekt, po czym następowało wyczepienie *Mak-30* ze sterami zablokowanymi w położeniu neutralnym. Po 5-sekundowym locie balistycznym uruchamiał się automatycznie silnik rakietowy, zwiększając prędkość lotu do zaplanowanej wielkości maksymalnej. Po wypaleniu ładunku prochowego automatycznie otwierały się zaczepy spinające oba stopnie *Mak-30*, powodując odłączenie się bezużytecznego członu I. W chwili potem włączal się pilot automatyczny, stabilizując obiekt i zapewniając lot poziomy, po czym po zmniejszeniu prędkości obiekt przechodził w lot ślizgowy. Na wysokości 7000 m automat ciśnieniowy otwierał spadochron hamujący, a na wysokości 2000 m spadochron ratunkowy, zmniejszając prędkość spadania do 12 m/s. Z obiektem *Mak-30* wykonano 6 prób w locie, przy użyciu samolotu *I-28*.

Obiekt docelowy *Hal-30* różnił się od *Mak-30* pracującymi silnikami strumieniowymi, zabudowanymi w miejsce makiet. Tor lotu był podobny do *Mak-30*, z tym że w momencie odłączenia I członu z wypalonym silnikiem rakietowym włączal się automatycznie silniki rakietowe, a obiekt rozpoczynał stabilizowany lot poziomy ze stałą prędkością. Po wyczerpaniu paliwa *Hal-30* przechodził w lot ślizgowy, schodził z wysokości operacyjnej 9000 m do 7000 m. Na tej wysokości automat ciśnieniowy wyrzucał spadochron hamujący i dalej lot przebiegał jak przy *Mak-30*. Odnalezienie *Hal-30* ułatwiało radiolatarma, rozpoczynając pracę po otwarciu spadochronu ratunkowego.



H-400m
OTWARCIE
SPADOCHRONU
RATUNKOWEGO

Rys. 357. Tor lotu bezzałogowego obiektu latającego Mak-30



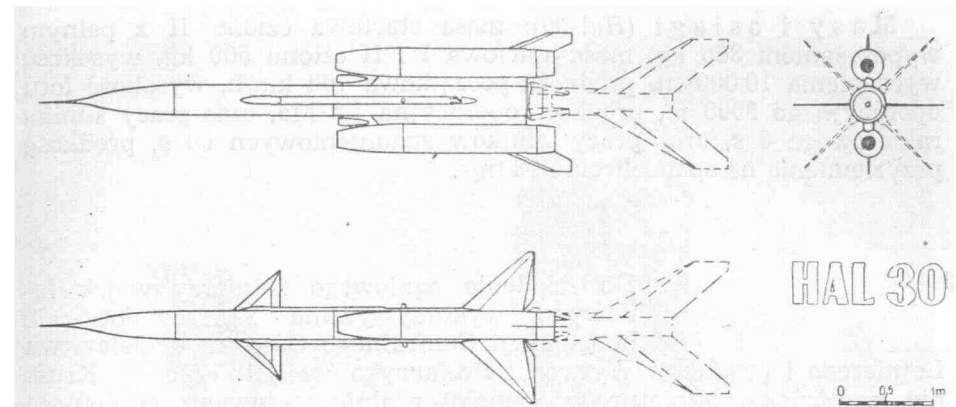
Rys. 358. Naddźwiękowy cel latający Mak-30 w Muzeum Lotnictwa i Astronautyki w Krakowie (fot. Andrzej Morgała)

Realizacja przedsięwzięcia nastręczała wiele trudności technicznych zarówno w fazie projektowania, jak podczas badań i prób w locie. Szereg problemów można było rozwiązać tylko eksperymentownie. Pomimo znacznego zaangażowania potencjału Instytutu Lotnictwa, temat ten nie doczekał się pełnego rozpracowania. Pod koniec 1964 r. przerwano prace, zamykając je na etapie zakończonych prób układu odzyskowego, przebadanego systemu członu I, znacznego zaawansowania w locie prób autostabilizacji i rozpoczynających się poligonowych prób w locie obiektu Hal-30. Marszowe silniki strumieniowe były już przebadane w hamowni stacjonarnej.

W międzyczasie wyrzutnię po Mak-11 przeniesiono na poligon dla Łęby, gdzie nadal służyła do prób z raketami meteorologicznymi typu Meteor. Kompletny Mak-30 został natomiast przekazany w dniu 18 I 1968 r. do Muzeum Lotnictwa i Astronautyki w Krakowie. Razem z latającym celem przekazano makietę dwóch marszowych silników strumieniowych, raketowy silnik przyspieszający, stanowiący I stopień układu, i laboratoryjny stół montażowy, a ponadto trzy pojemniki do badań systemu odzyskowego. Odtąd Mak-30 stanowi jeden z bardziej interesujących eksponatów muzeum, będąc przykładem nowatorskich prac podejmowanych przez polskich naukowców w konstrukcyjnych i badawczych (rys. 358).

Bezzałogowy naddźwiękowy obiekt latający przeznaczony jako cel w strzelaniu „powietrze-powietrze” lub „ziemia-powietrze”. Dwustopniowy, znacznie wydłużony kadłub, miał konstrukcję całkowicie metalową i usterzenie w układzie „kaczki” (rys. 359).

Kadłub II członu miał kształt cylindryczny, z wrzecionowatą głowicą i lekko stożkowym tyłem. W pionie nad i pod kadłubem zamocowane były dwa marszowe silniki strumieniowe. W



Rys. 359. Sylwetka bezzałogowego obiektu latającego Hal-30

przodzie znajdował się ruchomy ster wysokości, a w tyle nieruchome stateczniki poziome. Zarówno jedno, jak i drugie miały obrys trójkątny. W tylnej części silników umocowane były dwa szczelkowe stateczniki pionowe, zapewniające właściwą stabilizację kierunkową.

Człon I z przyspieszającym silnikiem raketowym dołączony był i zapięty specjalnymi zamkami do tyłu kadłuba członu II. Był wyposażony dodatkowo we własne stateczniki w układzie krzyżowym, zapewniające właściwy zapas stateczności w dwustopniowym układzie obiektu.

Zespół napędowy stanowiły trzy silniki: jeden raketowy na paliwo stałe spełniający funkcję przyspieszacza i dwa bezsprężarkowe silniki strumieniowe o ciągu $2 \times 1,28 \text{ kN}$ ($2 \times 130 \text{ kG}$), stanowiące podstawowe źródło napędu. Zbiornik paliwa o pojemności 20 dm^3 mieścił się w środkowej części kadłuba.

Wyposażenie składało się z baterii akumulatorów elektrycznych, umieszczonych w głowicy, pilota automatycznego i mechanizmów sterowania, znajdujących się w przedniej partii kadłuba, 32-kanalowego nadajnika telemetrycznego i blokowego zespołu pomiarowej aparatury samopiszącej, mieszczących się w środkowej części kadłuba, oraz automatyki programującej i dwustopniowego układu odzyskowego, usytuowanych w tyle kadłuba. Układ odzyskowy składał się z termowego spadochronu hamującego TSH-1 i spadochronu ratunkowego S-2.

Dane techniczne

Wymiary (Mak-30 i Hal-30): długość I i II członu $7,912 \text{ m}$, długość II członu $6,275 \text{ m}$, średnica kadłuba $0,300 \text{ m}$, rozpiętość stateczników I członu $2,005 \text{ m}$, rozpiętość stateczników II członu $1,600 \text{ m}$.

Masy i osi gi (Mak-11): masa startowa II członu z pełnym wyposażeniem 175 kg , masa startowa I i II członu 318 kg , kąt odstrzału 80° , prędkość maksymalna 1200 km/h , maksymalna wysokość lotu 3600 m , czas pracy silnika raketowego 3 s , czas osiągnięcia pułapu 22 s .

Masy i osi¹gi (*Hal-30*): masa startowa cz³onu II z pe³nym wyposażeniem 360 kg, masa startowa I i II cz³onu 500 kg, wysoko³ wyczepienia 10 000 m, pr³dko³ poczt¹kowa 700 km/h, wysoko³ lotu operacyjnego 9000 m, pr³dko³ operacyjna 1,5 Ma, czas pracy silnika rakiety 6 s, czas pracy silników strumieniowych 60 s, pr³dko³ przyziemienia na spadochronie 18 m/s.

B-172

Do szkolenia ogniowego ³o³nierzy wojsk l¹-dowych wykorzystywane s¹ samoloty-cele konstrukcji Centralnego ³ro³odka Modelarstwa Lotniczego i produkcji Wytw³orni Prefabrykat³ów Lotniczych w Kro³nie n. Wis³oka. Miniaturowy samolot zdalnie sterowany za pomoc¹ fal radiowych jest bez por³ównania znacznie tańszym i bezpieczniejszym ³ro³dkiem szkolenia ni³ ci³ę³kie maszyny bojowe, holuj¹ce rêkawy lub inne cele na uwi³zi.

Samolot *B-172* jest trenerem uniwersalnym i ma możliwo³ wykonywania wszystkich ewolucji z zakresu akrobacji lotniczej. Ponadto na sygn³ radiowy z ziemi, z kad³uba samolotu wyrzucany jest desant na spadochronach. Inny wariant przewiduje holowanie rêkawa strzeleckiego, pozwalaj¹c na prowadzenie ognia z broni rêcznej i maszynowej ostr¹ amunicj¹.

Racjonalizatorzy z jednostek artylerii pl Pomorskiego ³W m³. ch³or. Krzysztof G³orzyński, sier³. Tadeusz Loba i bomb. Kazimierz Wi³niowski ulepszyli fabryczn¹ wersj³ modelu *B-172*, dzi³eki czemu na sygn³ radiowy z ziemi spod kad³uba nast³ępuje odpalenie rakiety. Ponadto z modelu mo³na wykona³ pozorowane bombardowanie przy u³yciu petard, przeprowadz³ zak³ócenia odbioru stacji radiolokacyjnych dzi³eki rozsiewaniu pask³ów z folii aluminiowej itd.

Miniaturowe samoloty *B-172* (rys. 360) zda³y egzamin przydatno³ci w szkoleniu bojowy. Ti wojska, sprawdzaj¹c si³ w codziennej s³u³bie, niezale³nie od warunk³ atmosferycznych. Zastosowanie modeli powa³nie wspiera organizacj³ procesu szkolenia, i to zar³ówno dzia³añ pl za³óg stacji radiolokacyjnych i obs³ugi przeliczników.

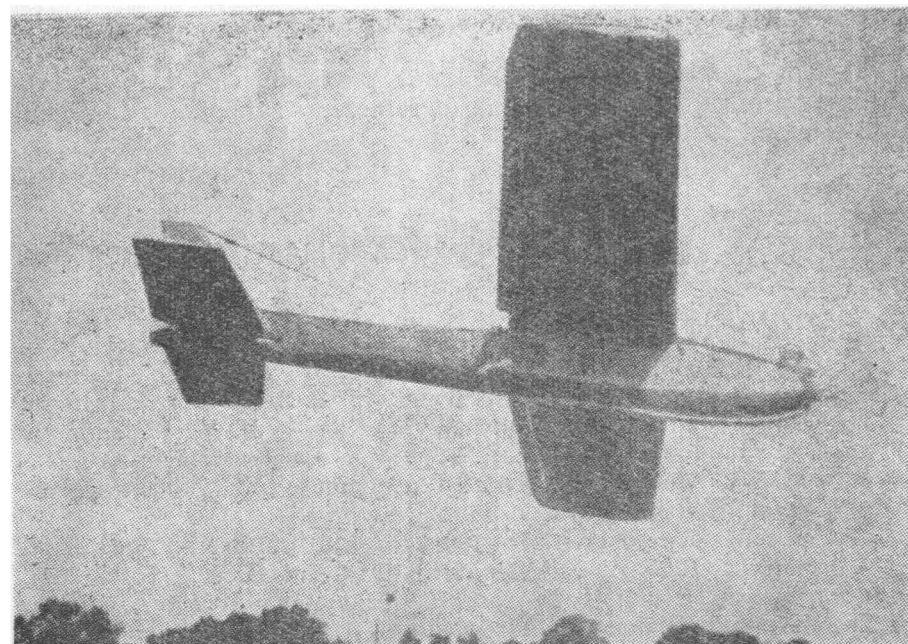
Oprócz tych modeli stosowane s¹ równie³ samo³oty-cele serii A znacznie mniejsze, typowo akrobacyjne, maj¹ce jednak wi³ksz¹ pr³dko³ lotu i lepsz¹ zwrotno³ od wolniejszego modelu klasy B.

. Konstrukcja

Wolno lataj¹cy, zdalnie kierowany samolot-cel, s³u³cy jako trener do u³ytku wojsk l¹dowych. Jednosilnikowy g³onop³at o konstrukcji mieszanej, z klasycznym usterzeniem i podwoziem p³ozowym.

Skrzyd³a — dwud³wigarowe, tr³ójdzielne. Cz³eci zewn³trzne s¹cz¹ si³ ze skrzyd³em ³ro³dkowym w spos³ób bagnetowy. Wzd³u³ ca³ej kraw³ędzi sp³ywu umieszczone s¹ lotki o du³ym wyd³u³eniu.

Kad³ub — o konstrukcji skorupowej, wykonany jest z laminatu szklanego. W przedniej cz³eci mie³ci si³ silnik i zbiornik paliwa. Nast³ępnie rozmieszczone jest wyposażenie radiowe: odbiornik, serwo-



Rys. 360. Cel lataj¹cy typu *B-172*

mechanizmy oraz Ÿród³o zasilania. Wn³trze kad³uba pod skrzyd³em ³ro³dkowym wykorzystano na komor³ z drzwiczkami dla makiet skocz³k³ów spadochronowych. Drzwiczki komory s¹ otwierane na sygn³ radiowy za pomoc¹ serwomechanizmu, który równocześnie powoduje wyrzucenie rêkawa holowanego. Komora rêkawa znajduje si³ w tylnej cz³eci kad³uba, pod usterzeniem poziomym.

Usterzenie — klasyczne ma ruchome stery kierunku i wysoko³. Maksymalne wychylenie steru kierunku wynosi $\pm 20^\circ$.

Zesp³ó³ nap³ędowy: jednocylindrowy silnik t³okowy *Super Tigre* typ 60RC lub *Super Tigre* typ 71RC o pojemno³ci skokowej 12 cm³ i mocy 1,0—1,1 kW (1,33—1,48 KM) przy 14000 obr/min. ³mi³g³o ci¹gn¹ce o ³rednicy 300 mm, wykonane z tworzywa sztucznego. Zbiornik paliwa o pojemno³ci 0,5 dm³ zapewnia czas lotu 20—40 min.

Do zdalnego sterowania s³u³cy wielokana³owa aparatura *Vario-prop-12*, pracuj¹ca na 12 kana³ach s¹czno³ci, w pa³mie cz³stotliwo³ci 27 MHz. Uk³ad pozwala na sterowanie modelem na odleg³o³ 1,5 do 2,0 km. Nadajnik operatora wa³y 1,2 kg i pobiera pr¹d 125 mA przy napi³ciu 12 V. Miniaturowy odbiornik znajduj¹cy si³ na pok³adzie modelu ma mas³ 0,44 kg. Antena odbiornika jest rozpi³ta na zewn³trz, pomi³ędzy statecznikiem pionowym a izolowanym punktem na kad³ubie. Odbiornik zasilany jest z miniaturowej baterii ogni³ i pobiera pr¹d 8 mA, przy napi³ciu 4,8 V. Serwomechanizmy otrzymuj¹ impulsy przekazywane od odbiornika; nap³ędzaj¹ stery, lotki i reguluj¹ prac³ silnika. S³u³cy równie³ do wyrzucania rêkawa holowanego za samolotem, zrzutu miniaturowych makiet skocz³k³ów spadochronowych oraz do odczepiania linki holowniczej — rêkawa.

Długość 20 m, prędkość 60 km/h, pułap 4000 m, czas trwania

lotu 20—40 min, promień działania (ograniczony zasięgiem nadajnika) 1500—2000 m.

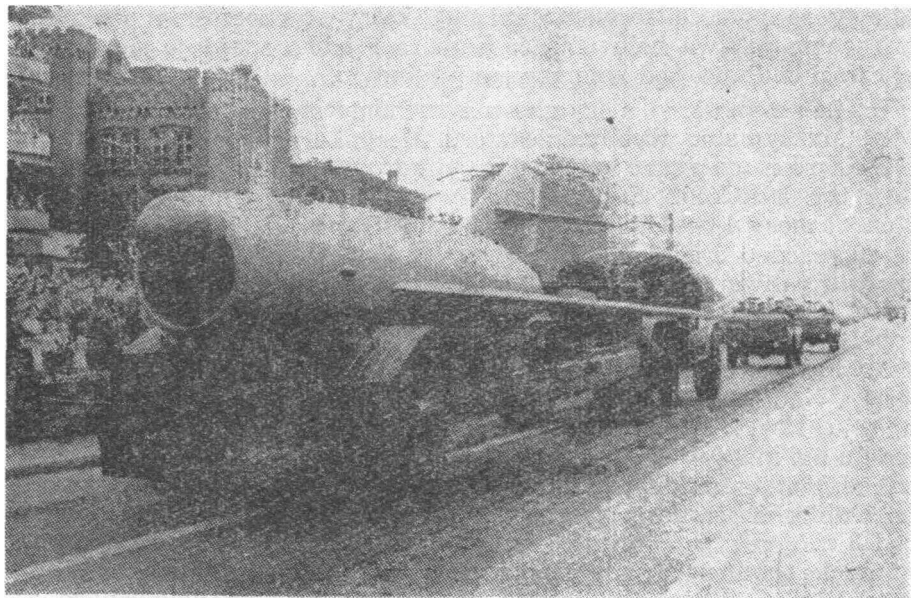
SAMOLOTY-POCISKI MARYNARKI WOJENNEJ

SAMOLOT-POCISK JOW KLASY „ZIEMIA-WODA”

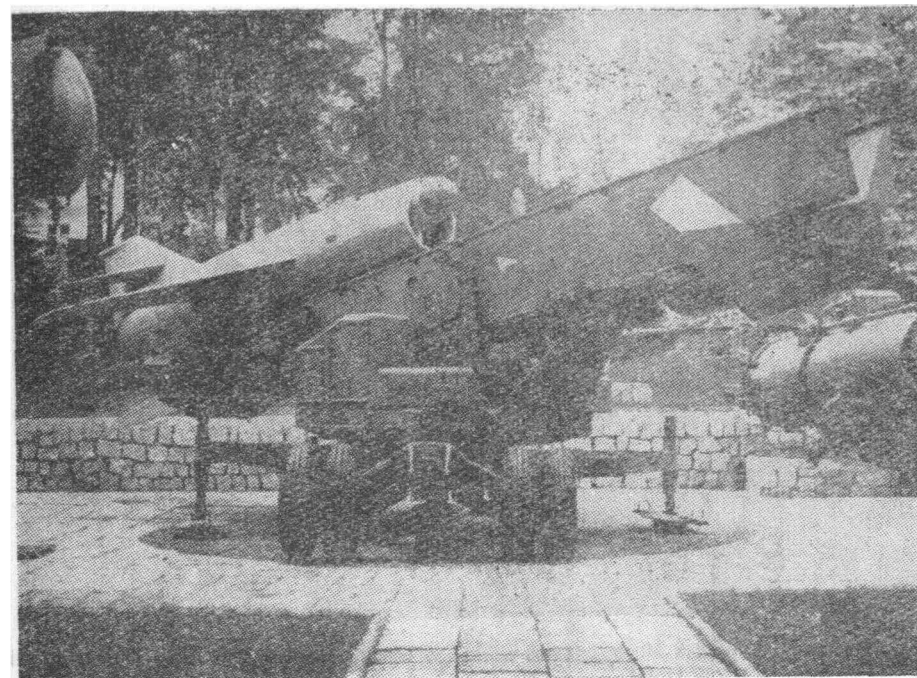
Zdalnie kierowany taktyczny samolot-pocisk przeznaczony jest do zwalczania okrętów nawodnych przeciwnika. Broń ta znajduje się w wyposażeniu Jednostki Obrony Wybrzeża — JOW. Pododdziały dysponujące samolotami-pociskami osłaniają, obok artylerii nabrzeżnej, odcinki wybrzeża, bazy i porty, a ponadto udzielają wsparcia własnym okrętom, działając w pobliżu wybrzeża.

Morskie samoloty-pociski zademonstrowano publicznie w dniach 26 i 27 czerwca 1965 r. podczas defilad w Trójmieście (rys. 361), które odbyły się z okazji 20 rocznicy „Marynarki Wojennej PRL. Nowa broń wzbudziła duże zainteresowanie, co znalazło odbicie w prasie codziennej i w fachowych periodykach.

Samolot-pocisk Jednostki Obrony Wybrzeża z wyglądu przypomina szybki myśliwski samolot odrzutowy. Skrzydła o silnym skosie mają ujemny wznios. Na górnej powierzchni znajdują się grzebienie aerodynamiczne — po dwa na każdej połowie skrzydła. Lotki są



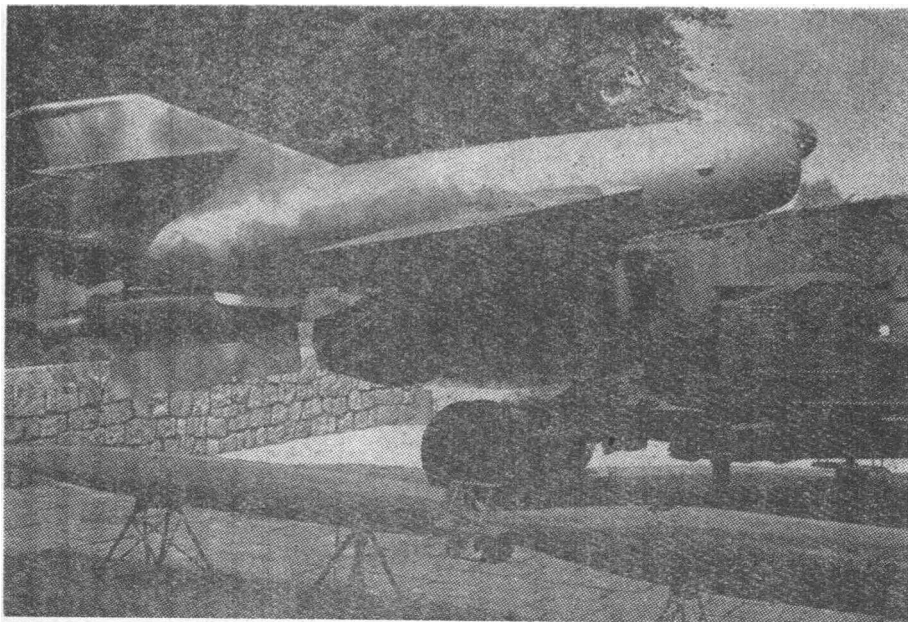
Rys. 361. Morskie samoloty-pociski klasy „ziemia-woda” na defiladzie w Trójmieście 26 VI 1965 r. (fot. Józef Fil)



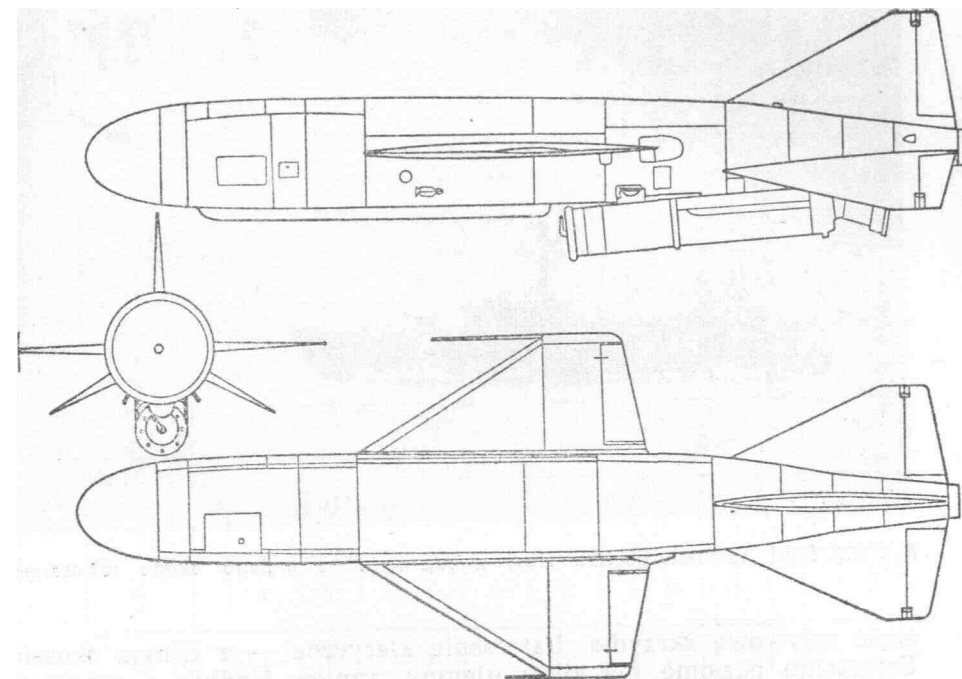
• Rys. 362. Samolot-pocisk klasy „ziemia-woda” na wyrzutni szynowej (fot. Wacław Holy)

napędzane popychaczami, których dźwignie wystają z dolnych powierzchni skrzydeł. Na prawej połowie skrzydła znajduje się sonda odbiornika ciśnienia dynamicznego. Wrzecionowaty kadłub o przekroju okrągłym mieści w przedzie część aparatury i ładunek bojowy o dużej sile niszczącej, w następnych partiach znajdują się: aparatura elektroniczna, mechanizmy, zbiorniki paliwa i turbinowy silnik odrzutowy. Centralny chwyt powietrza do silnika ma kształt półksiężyca i znajduje się w przedzie kadłuba pod głowicą pocisku. Wylot gazów jest umieszczony w tyle kadłuba, pod usterzeniem ogonowym. Pod spodem tylnej części kadłuba znajdują się uchwyty dla silnika startowego. Usterzenie ogonowe z silnym skosem ma konstrukcję klasyczną. Stery wysokości i kierunku mają stosunkowo duże powierzchnie. Zespół napędowy stanowi dwa silniki: startowy rakietowy na paliwo stałe, podwieszony pod kadłubem, i marszowy — turbinowy silnik odrzutowy umieszczony w kadłubie.

Start samolotu-pocisku następuje z wyrzutni szynowej (rys. 362) za pomocą silnika startowego, odrzucanego po zakończeniu pracy. Lot kontynuowany jest za pomocą marszowego turbinowego silnika odrzutowego. Samolot jest zdalnie sterowany za pomocą sygnałów kierujących, wysyłanych drogą radiową, i może wykonywać manewry w czasie lotu. Broń odznacza się wysokimi wartościami bojowymi: dużą dokładnością trafienia i wielką siłą niszcząca, zdolność do zatopienia średniego i dużego okrętu nawodnego. Samolot-pocisk klasy „ziemia-woda” wraz z ruchomą wyrzutnią stanowi od niedawna eksponat Muzeum Marynarki Wojennej w Gdyni (rys. 363).



Rys. 363. Samolot-pocisk klasy „ziemia-woda” w Muzeum Marynarki Wojennej w Gdyni (fot. Wacław Hotyć)



Rys. 364. Samolot-pocisk klasy „woda-woda” (fot. WAF)

SAMOLOT-POCISK MOR KLASY „WODA-WODA”

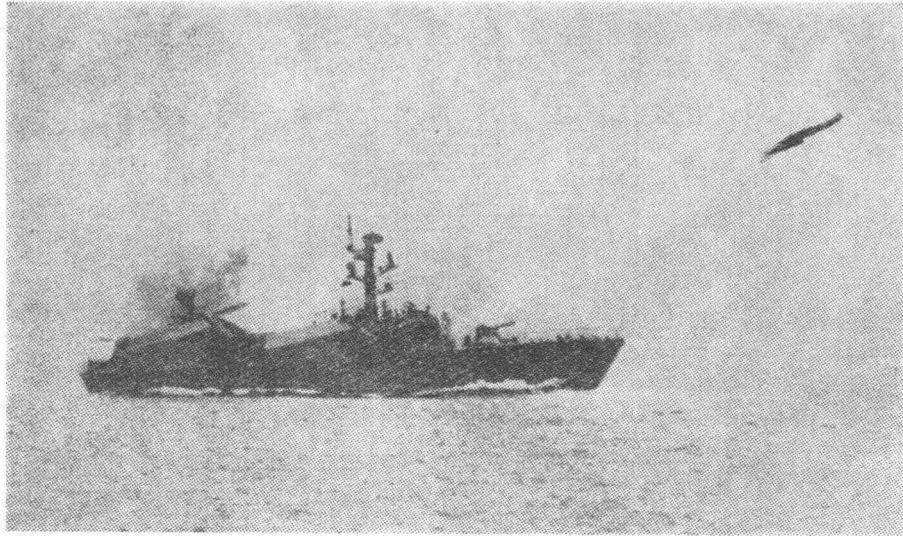
Samoloty-pociski o napędzie rakietowym stanowią¹ uzbrojenie małych jednostek bojowych, nazywanych kutrami rakietowymi lub małymi okrętami rakietowymi — MOR. Jednostki te kontynuują¹ tradycję kutrów torpedowych, są¹ jednak znacznie od nich groźniejsze, dysponują¹ bronią¹ bez porównania szybszą¹, celniejszą¹ i odznaczają¹ się wielką¹ siłą¹ niszczycielską¹. Małe okręty rakietowe z samolotami-pociskami pojawiły się we flocie radzieckiej na początku lat sześćdziesiątych. Wkrótce wprowadzono je również do wyposażenia flot krajów socjalistycznych i niektórych krajów trzeciego świata. Bojowy chrzest MORy przeszły w barwach ZRA w 1967 r., kiedy na Morzu Śródziemnym zaatakowały i zatopiły izraelski niszczyciel *Eilat*.

Samoloty-pociski MOR znajdują się od grudnia 1963 r. na uzbrojeniu naszych sił morskich, a kutry rakietowe wyposażone w tę groźną broń stanowią¹ dzisiaj podstawową¹ siłę uderzeniową¹ Marynarki Wojennej PRL (rys. 364). Jednostki te mogą¹ być wykorzystane do następujących zadań: niszczenie zespołów okrętów nawodnych nieprzyjaciela; niszczenie transportowców i statków handlowych nieprzyjaciela; osłona własnych okrętów nawodnych; pełnienie dozoru i prowadzenie rozpoznania taktycznego.

Konstrukcja samolotu-pocisku MOR podobna jest do konstrukcji klasycznych samolotów odrzutowych, odznacza się jednak pewnymi cechami charakterystycznymi, wynikającymi z odrębności zadań. Płatek ma obrys zbliżony do trójkątnego. Lotki zajmują¹ prawie całą¹



Rys. 365. Samoloty-pociski klasy „woda-woda” na defiladzie w Gdańsku, w czerwcu 1965 r. (fot. Józef Fil)



Rys. 366. Start samolotu-pocisku klasy „woda-woda” z małego okrętu rakietowego

człowiek sprowadza skrzydła. Usterzenie klasyczne — z silnym skosem. Usterzenie poziome ma silny ujemny wznios. Kadłub o przekroju okrągłym ma w przodzie głowicę bojową z ładunkiem niszcącym (rys. 365). W kadłubie znajdują się również aparatura elektroniczna, mechanizmy kierujące, zbiorniki paliwa i marszowy silnik rakietowy. Zespół napędowy stanowi dwa silniki rakietowe: startowy na paliwo stałe podwieszony pod kadłubem oraz marszowy na paliwo ciekłe. Cztery krótkie wyrzutnie szynowe z pociskami, zabudowane na pokładzie kutra, okryte są hangarowymi osłonami zabezpieczającymi urządzenia i pociski przed ujemnymi wpływami atmosferycznymi.

Start samolotu-pocisku następuje przy użyciu pomocniczego silnika startowego, odrzucanego po zakończeniu pracy (rys. 366). Samolot-pocisk w czasie lotu jest zdalnie kierowany dwoma systemami: pierwszym wykorzystywanym w początkowej i środkowej fazie lotu i drugim samonaprowadzającym, stosowanym w ostatniej fazie przed uderzeniem pocisku w cel (rys. 367). Samoloty-pociski, wystrzeliwane i kierowane z pokładu MOR, mogą z dużą dokładnością rażać odległe cele nawodne, bez konieczności nawiązania kontaktu wzrokowego z atakowanym okrętem.

Wposażenie w samoloty Lotnictwa WP w miesi1cu maja 1945 r.

Jednostka	Jak-1	Jak-3	Jak-7	Jak-9	Il-2	Pe-2	po-2	S-2 ^{b)}	UT-2	Li-2	C-47	Szcte-2	UTI-4	La-5	P-39Q	Razem
2 Sam. esk. sztabowa	—	—	—	—/1	-/1	-/1	-/3	3/3	—	-/1	3/1	—	—	—	~	6/12 ^{a>}
Dowództwo 1 MKL	-/1	1/1	—	—	-/1	-/1	3/-	—	-/1	—	—	—	—	—		4/4
2 Sam. Esk. 1cznikowa MKL	—	—	—	—	—	—	10/14	—	—	—	—	—	—	—	—	10/14
Dowództwo 1 DLB	1/—	—	1/—	—	—	-/1	2/4	—	—	—	—	—	—	—	—	4/5
3 PLB	—	—	—	—	—	32/30	1/-	—	-/1	—	—	—	—	—	—	33/31
4 PLB	—	—	—	—	—	32/30	1/1	—	~/2	—	—	—	—	—	—	33/33
5 PLB	—	—	—	—	—	32/30	1/-	—	~/2	—	—	—	—	—	—	33/32
Dowództwo 2DLSz	1/—	—	1/-	—	—/4	—	2/3	—	—	—	—	—	—	—	—	4/7
6 PLSz	—	—	—	—	33/31	—	1/1	—	—	—	—	—	—	—	—	34/32
7 PLSz	—	—	—	—	33/30	—	1/2	—	—	—	—	—	—	—	—	34/32
8 PLSz	—	—	—	—	33/29	—	1/-	—	—	—	—	—	—	—	—	34/29-
Dowództwo 3 DLM	1/-	—/2	1/-	—/2	—	—	2/2	—	—	—	—	—	—	—	—	4/6
9 PLM	—	—/4	—	32/30	—	—	1/1	—	—	—	—	—	—	—	—	33/35
10 PLM	—	—/4	—	32/30	—	—	1/1	—	—	—	—	—	—	—	—	33/36
11 PLM	—	—/4	—	32/31	—	—	1/1	—	—	—	—	—	—	—	—	33/36
Dowództwo 4 MDL	1/-	—	1/—	—	—	—	2/3	—	—	—	—	—	—	—	—	4/3
1 PLM	40/23	—/1	1/2	-/15	—	—	1/2	—	—	—	—	—	—	—	—	42/43
2 PLNB	—	—	—	—	—	—	32/39	—	—	—	—	—	—	—	—	32/39
3 PLSz	—	—	—	—	33/33	—	1/1	—	—	—	—	—	—	—	—	34/34
12 PL. Sanitarnego	—	—	—	—	—	—	2/21	30/7	—	—	—	—	—	—	—	32/28

Jednostka	Jak- 1	Jak-3	Jak-7	Jak-9	P-2	Pe-2	Po-2	S-2b)	UT-2	Li-2	C-47	Szcze-2	UTI-4	Ła-5	P-39Q	Rażeń
13 PL Transport.	—	—	—	—	—	—	32/30	—/2	—	—	—	—/1	—	—	—	32/33
14 PRL i KOArt.	—	—	—	—	21/16	—	5/5	—	—	—	—	—	—	10/-	—	36/21
15 Zapasowy PL	24/6	—	24/5	—	12/10	12/6	2/3	—	23/13	—	—	2/2	-/1	—	—	99/46
17 PL Ł¹cznikowego	—	—	—	—	—	—	32/31	—	—	—	—	—	—	—	—	32/31
18 PL Transp. ⁵	—	—	—	—	—	—	60/57	—	—	—	—	—	—	—	—	60/57
19 PL Transp. ⁵	—	—	—	—	—	—	50/48	—	—	—	—	—	—	—	—	50/48
103 Sam. Esk. Ł¹czn.	—	—	—	—	—	—	10/12	—	—	—	—	—	—	—	—	10/12
3 Sam. Esk. Ł¹czn.	—	—	—	—	—	—	10/9	—	—	—	—	—	—	—	—	10/9
4 Sam. Esk. Ł¹czn.	—	—	—	—	—	—	10/10	—	—	—	—	—	—	—	—	10/10
5 Sam. Esk. Ł¹czn.	—	—	—	—	—	—	10/10	—	—	—	—	—	—	—	—	10/10
6 Sam. Esk. Transp.	—	—	—	—	—	—	—	—	—	5/4	5/4	—	—	—	—	10/8
7 Sam. Esk. Transp. ⁵	—	—	—	—	—	—	—	—	—	10/9	—	—	—	—	—	10/9
8 Sam. Esk. Tr. KBW ⁵	—	—	—	—	—	—	10/10	—	—	—	—	—	—	—	—	10/10
817 Poi. Warszt. Rem.	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	—	-/_J)	—	—
Wojsk. Szk. Pilotów	15/—	—	5 / -	—122	20/18	18/12	5/6	—	32/26	—	—	5/2	—	-/_1	—	100/87
Ogółem :	83/30	1/16	34/7 ^d	96/131e)	185/173f)	126/111g)	302/330h)	33/12	55/45	15/14	8/5	7/5	—/1	10/1	-/_1	955/882

^j) U³amek oznacza: etat/ stan faktyczny; b) Po-2S z gondolami Bakszajewa; c) Jednostka podleg³a Oddzia³owi Lotnictwa Cywilnego przy Dowództwie Lotnictwa WP; d) z tego 5 Jak-7W i 2 Jak-7B; e) W tym 4 Jak-9W; f) W tym 15 UH-2, g) W tym 4 UPe-2; h) Stan Po-2 we wszystkich wersjach oprócz S-2; i) Ła-5 przeniesiony zosta³ do WSP.
•ród³o^ CAW HI-263-2, 111-263-36, 111-339-56, 111-423-21 i materia³y uzupe³niaj¹ce x Oddz. LC przy Dow. Lotn. WP.

WyposaŹenie w samoloty Wojsk Lotniczych wg stanu na I IX 1949 r.

Jednostka																				
1 MPL	16	4		4	29	—	—	—	—	—	—		2	3	—	—	—	—	—	58
2 MPL	14	1		3	31	—	—	—	—	—	—	—	6	3	—	—	—	—	—	59
3 MPL		—	—	3	27	—	—	—	—	—	—	—	3	3	—	—	—	—	—	46
4 SzPL		—	—	—	—	39	6	18	—	—	—	—	7	1	—	—	—	—	—	71
5 SzPL		—	—	—	—	43	5	10	—	—	—	—	6	—	—	—	—	—	—	64
6 SzPL	—	—	—	—	—	38	7	12	—	—	—	—	7	—	—	—	—	—	—	64
7 PBNurk.	—	—	—	—	—	—	—	—	40	4	—	—	9	—	—	—	—	—	—	53
Spec. P. L.	—	—	—	1	1	—	—	—	—	—	—	—	12	—	—	—	—	—	—	25
OSL Dęblin	3	7	4	2	3	9	13	—	6	1	—	2	16	36	3	—	—	—	—	105
Sam. Esk. Lotn. MW	3	—	1	—	2	9	1	—	3	1	—	—	8	1	—	—	2	—	—	31
Esk. Aerofotogram.																				
i Rozp. Lotn.	—															æ	—	—	—	6
9 Sam. Esk. Ł¹czn.													11	—	—	—	5	2	1	19
	46	12	6	13	93	138	32	40	49	6		2	87	47	3	6	7	2	1	601

•ród³o CAW. Dz. Iir, 544/45/53.

WYKAZ • RÓDEŁ

1. ~~Materiały Archiwalne~~ Wojskowe. Akta Dowództwa Wojsk Lotniczych, posz-

- szczególnych jednostek i Oficerskiej Szkoły Lotniczej z lat 1945—1949.
- Muzeum Wojska Polskiego. Miscellanea z lat 1945—1965.
- Centralna Biblioteka Wojskowa j.w.
- Muzeum Lotnictwa i Astronautyki w Krakowie.
- Inspektorat Kontroli Cywilnych Statków Powietrznych, Warszawa.
- Przedsiębiorstwo Handlu Zagranicznego Przemysłu Lotniczego PEZETEL, Warszawa.
- Materiały, relacje i zdjęcia historyczne uzyskano dzięki uprzejmości następujących osób: Zbigniew Baranowski, red. Jerzy Domański, mjr pil. rez. Kazimierz Dziki, mgr inż. Andrzej Glass, red. Michał Goszczyński, doc. mgr inż. Jerzy HaraŹny, Jan Hoffmann, Wacław Hozyra, mgr inż. Tadeusz Królikiewicz, płk nawig. dr Czesław Krzemiński, inż. Jan Krumbach (CSSR), inż. Leszek Igła, inż. Janusz Lange, Henryk Laskowski, Roman Marcinkiewicz, red. Tadeusz Malinowski, mgr Marian Markowski, A.K. Matronin (ZSRR), prof. dr inż. Franciszek Misztal, doc. dr inż. Justyn Sandauer, prof. mgr inż. Tadeusz Sołtyk, mgr inż. Jerzy Œwidziński, inż. Andrzej Wieliński, płk pil. w st. spocz. Kazimierz Wierzbicki, Wacław Zarudzki, Paweł Zołotow.

2. Instrukcje, sprawozdania, katalogi

- *Samolot MiG-15. Instrukcja obsługi i eksploatacji*, MON Dowództwo Wojsk Lotniczych, Warszawa 1953 r.
- *UTI MiG-15 opis techniczny samolotu*. MON. Lot. 241/58, Warszawa 1959 r.
- *Samoloty MiG-15bis i MiG-17. Technika pilotowania i zastosowanie bojowe*. MON. Lot. 116/55, Warszawa 1955 r.
- *Lim-5. Opis techniczny samolotu*. MON. Lot. 164/56, Warszawa 1957 r.
- *Samoloty Lim-5, Lim-5P, MiG-17PF, Lim-5M i Lim-5R*. MON Inspektorat Lotnictwa. Lot. 556/62, Warszawa 1963 r.
- *Samolot MiG-17. Instrukcja pilota*. MON, Warszawa.
- *MiG-15bis i MiG-17. Właściwości aerodynamiczne samolotu*. MON, Warszawa.
- *Samolot 11-10 s motorem AM-42. Instrukcja Liatcziku po eksploatacji i teczyniki pilotowania*. Uprawienie Wojenno Wozdusznych Sił Krassnoj Armii. Moskwa 2 XI1944 r.

- *Samolot 11-10. Instrukcja Lotnictwa. Cz. I. Konstrukcja*. MON Dowództwo Wojsk Lotniczych. Lot. 56/51, Warszawa 25 XI1950 r.
- *Samolot transportowy MD-12. Opis*. Polskie Zakłady Lotnicze, Warszawa.
- *Samolot An-12B. Instrukcja eksploatacji i obsługi*. MON, Warszawa.
- *An-12, An-12A, An-12B. Obliczanie zasięgu*. MON, Warszawa.
- *Samolot An-26. Opis techniczny pilotowca*. MON Dowództwo Wojsk Lotniczych. Lot. 1603/74, Poznań 1975 r.
- *Samolot An-26. Konstrukcja i eksploatacja*. Transport, Moskwa 1977 r.
- *Samolot Jak-40. Opis techniczny — Cz. I. Platowiec*. MON Dowództwo Wojsk Lotniczych — Lot. 1602/74, Poznań 1975 r.
- *Emigowiec Mi-4. Opis techniczny*. MON Inspektorat Lotnictwa. Lot. 536/62, Warszawa 1964 r.
- *Emigowiec Mi-4A. Opis techniczny*. MON Dowództwo Wojsk Lotniczych. Lot. 1084/67, Warszawa 1970 r.
- *Samolot Jak-12 z silnikiem M-11FR. Instrukcja pilotażu i obsługi*. APRL, 1963 r.
- *Samolot Jak-12M z silnikiem AI-14R. Tymczasowy krótki opis techniczny samolotu*. KCSP, Warszawa 3.5.1956 r.
- *Jak-18. Instrukcja użytkowania samolotu*. APRL, Warszawa 1966 r.
- *Samolot szkolno-treningowy TS-8. Instrukcja obsługi i eksploatacji*. MON Inspektorat Lotnictwa, Warszawa.
- *Samolot szkolno-treningowy TS-11 Iskra. Opis techniczny*. PZL, Warszawa.
- *Samolot TS-11 Iskra. Instrukcja techniki pilotowania i zastosowanie bojowe*. MON Dowództwo Wojsk Lotniczych. Lot. 1513/73, Poznań 1973 r.
- *Sprawozdania Instytutu Lotnictwa z prób fabrycznych i państwowych samolotów Junak-2, Jak-18, Jak-12 z silnikiem M-11FR, Jak-12M, Jak-12A, CSS-13M-11FR, TS-8 Bies, SM1, SPEG-3 i SPEC-4*.
- *Katalogi PHZ Pezetel: An-2, TS-11 Iskra, PZL-104 Wilga 35A, Mi-2, AI-14RA, ASZ-62IR*.
- *Informator — Wystawa XXV lat Przemysłu Lotniczego w PRL*. Mielec, 28 V—4 VI1972 r. ZPLiS Delta.

3. Książki

- Oleg Antonow: *Dziesięć razy od początku*. Wydawnictwo MON, Warszawa 1972 r.
- Piotr Timofiejew i f Astaszenkow: *Radzieckie Wojska Rakietowe*. Wydawnictwo MON, Warszawa 1968 r.
- Janusz Babiejczuk i Jerzy Grzegorzewski: *Lotnictwo Kraju Rad*. WKiŁ, Warszawa 1969 r.
- Janusz Babiejczuk i Jerzy Grzegorzewski: *Polski Przemysł Lotniczy 1945—1973*. Wydawnictwo MON, Warszawa 1974 r.
- Bogdan Bartnikowski: *Zielone skrzydła*. Wydawnictwo MON, Warszawa 1976 r.
- Edmund Cichosz: *Sekrety prędkości samolotów*. WKiŁ, Warszawa 1972 r.
- Krzysztof Ciełak: *Średni samolot bombowy Tu-2*. Wydawnictwo MON, Warszawa 1976 r. TBU nr 42.
- Andrzej Dobrzeński: *Pamiętnik pilota*. Wydawnictwo MON, Warszawa 1969 r.
- Jerzy Domański: *Samolot myśliwski MiG-15*. Wydawnictwo MON, Warszawa 1972 r. TBU nr 17.

- Jerzy Domański: *Samolot myśliwski MiG-17*. Wydawnictwo MON, Warszawa 1976 r. TBU nr 41.
- Jerzy Domański: 1000 słów o samolocie i lotnictwie. Wydawnictwo MON, Warszawa 1978 r.
- Bolesław Dostatni: W pracowniach polskich, uczonych. Nasza Księgarnia, Warszawa 1977 r.
- Ryszard Frelek: *Historia zimnej wojny*. Państwowe Wydawnictwo Naukowe, Warszawa 1971 r.
- Kazimierz Frontczak: *Sily zbrojne Polski Ludowej 1945—1947*. Wydawnictwo MON, Warszawa 1974 r.
- Kazimierz Gawron: *Zdarzenia i zderzenia*. Wydawnictwo MON, Warszawa 1973 r.
- Ryszard Grundman: *Smugi na niebie*. Wydawnictwo MON, Warszawa 1977 r.
- Jerzy Grzegorzewski: *Emigowiec Mi-1*. Wydawnictwo MON, Warszawa 1975 r. TBU nr 38.
- A. M. Izakson: *Sowieckie Wiertolietostrojenije*. Izdatelstwo Maszynostrojenije, Moskwa 1964 r.
- A. S. Jakowlew: *Cel życia*. Zapiski awiakonstruktora. Izdanie IV. Izdatelstwo Politiczeskoj Literatury, Moskwa 1974 r.
- A. S. Jakowlew: *Sowieckie samoloty*. Izdanie II. Izdatelstwo Nauka, Moskwa 1975 r.
- Marian Jurek i Edward Skrzykowski: Układ Warszawski. Wydawnictwo MON, Warszawa 1970 r.
- Marian Jurek i Edward Skrzykowski: *Tarcza Pokoju — XX-lecie Układu Warszawskiego*. Wydawnictwo MON, Warszawa 1975 r.
- Henryk Kacała: *Kształt Ludowego Wojska Polskiego 1943—1972*. Wydawnictwo MON, Warszawa 1972 r.
- Leszek Komuda: *Maly okręt rakietowy*. Wydawnictwo MON, Warszawa 1974 r. TBU nr 27.
- Jerzy Ryszard Konieczny: *Samolot transportowy An-12*. Wydawnictwo MON, Warszawa 1973 r. TBU nr 23.
- Wacław Król: *Za sterami odrzutowca*. Wydawnictwo MON, Warszawa 1978 r.
- Tadeusz Królikiewicz: *Nowoczesny samolot wojskowy*. Wydawnictwo MON, Warszawa 1979 r.
- Tadeusz Królikiewicz i Aureliusz Misiorek: *Samolot TS-11 Iskra*. Wydawnictwo MON, Warszawa 1971 r. TBU nr 13.
- Tadeusz Królikiewicz: *Samolot szturmowy 11-10*. Wydawnictwo MON, Warszawa 1974 r. TBU nr 32.
- Czesław Krzemiński, p.k., nawig. dr: *Ewolucja zasad szkolenia lotniczego 1945—1975*. PWLiWOPK 4/77.
- Czesław Krzemiński, p.k., nawig. dr: *Modernizacja Wojsk Lotniczych w latach 1945—1975*. WPH 2/79.
- Andrzej Kulik: *Szkola pod gwiazdami*. Wydawnictwo MON, Warszawa 1970 r.
- Zdzisław Misztal: *Powstanie i rozwój Lotnictwa Marynarki Wojennej w latach 1948—1950*. Rocznik Ośrodka Nauk Społecznych i Wojskowych Marynarki Wojennej nr 5. Wyd. Wyd. Historyczny Zarz. Polit. Dowództwo Marynarki Wojennej, Gdynia 1970 r.
- Czesław Mitkowski: 216 dni pod Błękitną Flagą. Wydawnictwo MON, Warszawa 1976 r.
- Józef Mizera: *Podniebne lata*. Wydawnictwo Poznańskie, 1974 r.

- Stanisław Polak: *Pamiętnik nawigatora*. Wydawnictwo MON, Warszawa¹ 1976 r.
- Praca zbiorowa: *Historia Wojskowości Polskiej*. Wybrane Zagadnienia. Wydawnictwo MON, Warszawa 1972 r.
- Praca zbiorowa pod kierunkiem mgr. inż. Andrzeja Glassa: *Konstrukcje Lotnicze Polski Ludowej*. WKiŁ, Warszawa 1965 r.
- Praca zbiorowa: *Ludowe Wojsko Polskie 1943—1973*. Materiały z międzynarodowej konferencji naukowej z okazji XXX-lecia LWP 5—6 IX 1973 r. Wydawnictwo MON, Warszawa 1974 r.
- Praca zbiorowa: *Mato Kronika Ludowego Wojska Polskiego 1943—1973*. Wydawnictwo MON, Warszawa 1975 r.
- Praca zbiorowa: *Marynarka Wojenna 1945—1970* (album). Wydawnictwo Morskie, Gdańsk 1971 r.
- Praca zbiorowa: *Samoloty Strany Sowietów. 1917—1970*. Izdatelstwo DOSAAF, Moskwa 1974 r.
- Praca zbiorowa: *Sowieckaja Awiacjonnaja Technika*. Izdatelstwo Maszynostrojenije, Moskwa 1970 r.
- Praca zbiorowa: *Technika Wojskowa LWP, XXX lat rozwoju 1943—1973*. Wydawnictwo MON, Warszawa 1973 r.
- Praca zbiorowa: *Wojsko 1943—1968* (album). Wydawnictwo MON, Warszawa 1968 r.
- Praca zbiorowa: *Współczesna wiedza wojskowa*. Wydawnictwo MON, Warszawa 1972 r.
- Włodzimierz Radziszewski: *Marynarka Wojenna w latach 1945—1949*. Wydawnictwo Morskie, Gdańsk 1976 r.
- Edwin Rozubirski: *Kto, kiedy, dlaczego w spadochroniarstwie*. Wydawnictwo Iskry, Warszawa 1972 r.
- Pushpindar Singh: *Aircraft of the Indian Air Force 1933—1973*. The English Book Store, New Delhi 1974 r.
- Jerzy Swidziński: *Samolot szkolno-treningowy TS-8 Bies*. Wydawnictwo MON, Warszawa 1974 r. TBU nr 29.
- Jerzy Swidziński: *Odrzutowy • samolot bombowy 11-28*. Wydawnictwo MON, Warszawa 1977 r. TBU nr 37.
- R. I. Winogradow i A. W. Minajew: *Samoloty SSSR*. Wojennoje Izdatelstwo Ministerstwa Oborony SSSR, Moskwa 1961 r.

4. Czasopisma

- *Awiacija i Kosmonawtika*. Wojenno Wozdusnyje Siły SSSR. 1960—1979. Miesięcznik (ros.).
- *Biuletyn Historyczny*. Wydział Historyczny Zarządu Politycznego Dowództwa Marynarki Wojennej. Gdynia 1972—1974.
- BUL. Biuletyn Informacyjny Instytutu Lotnictwa. Dwumiesięcznik. Warszawa 1965—1975.
- *Krylia Rodiny*. Miesięcznik DOSAAF (ros.) 1961—1979.
- *Letectvi i Kosmonawtika*. Dwutygodnik Svazarm (czech.) 1960—1979.
- *Przegląd Wojsk Lotniczych i Wojsk Obrony Powietrznej Kraju*. Miesięcznik 1961—1980.
- *Skrzydłata Polska*, tygodnik 1955—1980.
- *Technika Lotnicza i Astronautyczna*, miesięcznik 1965—1980.
- *Wojskowy Przegląd Historyczny*, kwartalnik 1960—1979.
- *Wojskowy Przegląd Lotniczy*, dwumiesięcznik 1947—1950.
- *Wojskowy Przegląd Techniczny*, miesięcznik 1970—1980.

SKOROWIDZ TYPÓW SAMOLOTÓW

Aero C-3: 370
Aero C-3B: 370
Aero C-103: 370
Aeronca L-3: 374
Agata (Jak-17W): 16
An-2: 10, 11, 160, 434
An-2D5: 169
An-2D6: 169
An-2Ceo: 169
An-2L: 162
An-2 Lux: 169
An-2M: 161
An-2NAK: 161
An-2P: 169
An-2PF: 169
An-2PK: 169
An-2PRTV: 169
An-2R: 164, 173
An-2S: 161
An-2T: 162
An-2TD: 163—168, 171, 173, 174, 177
An-2TP: 164, 169
An-2TPS: 169
An-2W: 161, 164, 167, 174, 176, 177
An-2ZA (An-6): 161
An-4: 161
An-6: 161
An-8: 177, 179
An-10 Ukraina: 177
An-12: 177, 180, 186
An-12B: 11, 177, 179, 181—184
An-26: 11, 186, 189—195
Ant-58: 125
Ant-59: 125
Ant-60: 125
Ant-61: 126
Ant-62: 127
Ant-62T: 127
Ant-63P: 127
Ant-63SDB: 127
Ant-64: 127
Ant-65: 127
Ant-67: 127
Ant-68: 127
Ant-69: 127

As (IE): 424, 426, 427
Av-14: 153
Av-14-24: 153
Av-14-32: 153, 154
Au-14-40: 153
Av-14P: 154
Aw-14T: 154

B-33: 10, 117, 119, 120, 121
B-172: 464
Balon DAG-2: 382, 383, 384
Balon zaporowy typ I: 382, 384
Balon zaporowy typ II: 382
Bf-108: 473
Bell-212: 229
Boeing B-29 Superfortress: 32
B2-1 GIL: 407
BZ-4 uk: 223, 408
BZ-4 uk II: 410, 412

C-11: 268, 269, 271
C-11U: 268
C-47: 471, 472
C-47A: 473
Cessna UC-78 Bobcat: 302, 304, 446, 449
Czerw C-30A: 205
Convair F-106A: 89
CSS Bies: 301
CSS-12: 396
CSS-13: 10, 11, 255, 266, 267, 285, 290, 320, 337, 399, 473
CSS-13P: 264

DassawJt Mirage 3R: 39
Douglas C-47, C-47A: 172
DHC-4 Caribou: 428
DWB-102: 134

E-2, E-2A: 85
-4: 85
E-5: 85
E-6: 85
E-33: 88, 89
E-50: 85
E-60: 85

E-66: 89
~~*E-66A8889*~~

E-133: 89
E-150: 85
E-166: 89
E-266: 88, 89

F (MiG-9): 13
F-86 Sabre: 32
Farman F-4: 141
Fairchild XA-8 Pulsejet: 420
Fairchild XH-26AH Jet Jeep: 420
Fi-156C: 11, 473
FM-11: 407
FM-12: 407, 413, 414
FM-13: 407, 413
Folland Gnat: 323
FW-58 Weihe: 370, 473

Gacek: 270, 451
Gacek-2: 452, 454
Gacek 2m: 453, 454, 456
GM-1: 203, 204
GIL: 407
GIL-2: 407, 408
GIL-3: 407, 408
GIL-4: 408
Gotha Go-242: 388

HAL Kiran: 322
HaZ-30: 458, 463
Heinkel Hê 219: 370
Henschel Hs 293A: 388
HiZZer YH-32 Hornet: 420

I-310(S): 28
I-330 (SI): 51
I-350 (M): 74
I-360 (SM): 74
I-360 (SM-2): 74
I-370 (I): 74
IL Goniec: 301
I-2: 125, 147, 155
II-2m3: 115, 116, 118, 472, 473
I-3: 8: 115
I-10: 10, 11, 57, 115, 118, 147, 473
I-10 daZekiego zasi¹gu: 119
I-10M: 117
I-10U: 116, 120, 123
I-12: 10, 147, 153
I-12B: 148, 149, 150
I-12D: 148—151
K-12T: 149, 156, 157, 159
I-14: 10, 153
I-14D: 153
I-14F: 153
11-14M: 153, 155
IE-14M32: 153
I-14P: 153
I-14T: 12, 153, 158, 160
I-16: 117
I-20: 117, 135
It-22: 134
I-28: 10, 28, 133, 143
I-28 hoZ. I: 141, 142, 452
IJ-2S hoZ. II: 142

I-28P: 135
I-28R: 135, 136, 137, 139, 141
I-28T: 135
I-28U: 135
I-28 nr 119: 139, 140
ITWL Gacek: 270, 450
ITWL Gacek 2: 452, 454
ITWL Gacek 2m: 453, 454, 456
ITWL Tukan: 452, 455, 457

Jakotolew RW: 89
Jak-1: 471, 472
Jafc-3: 13, 268, 471, 472
Jak-7: 126, 471, 472
Jok-1B: 472
Jak-7W: 472
Jak-9: 11, 471, 472
Jafc-9M: 11, 473
Jafc-9P: 10, 22, 23, 473
Jak-9T: 473
Jafc-9W: 11, 268, 472
Jak-9W1: 473
Jafc-9W2: 473
Jak-10: 333
Jak-11: 10, 267, 269, 271, 272, 320, 452
Jak-12: 10, 333, 353
Jak-12 (M-IIFR): 333, 335, 336, 341, 344, 346
Jak-12A: 311, 334, 339, 340, 341, 343, 345, 365
Jak-12B: 335
Jak-12GR: 335
Jak-12M: 10, 311, 333, 334, 337, 338, 341, 342, 345, 346, 365, 401
Jafc-12R: 333, 336, 341, 344, 346
Jak-13: 333
Jak-14: 148
Jak-15: 13, 14
Jak-16: 148
Jak-17: 10, 13, 19, 20
Jak-17W: 10, 14—19, 21, 22
Jak-18: 10, 148, 268, 273, 278, 279, 281, 320, 353, 406
Jak-JSA: 273
Jak-18 seria EM: 274, 276, 279
Jak-18P: 273
Jafc-18PM: 273
Jak-18PS: 273
Jafc-18T: 273
Jak-18U: 273
Jak-19: 20
Jak-20: 273
Jak-21: 14
Jak-23: 10, 16, 17, 20, 28, 33, 34, 37, 41, 320
Jafc-23DC: 21
Jak-23UTI: 21
Jafc-25/Is: 20
Jak-30: 28, 318
Jak-40: 11, 195
Jak-40 dysp.: 197—202
Jak-40E: 196
Jak-40EC: 196
Jak-40M: 196
Jak-42: 197
Jak-50: 273

JK-7 Trzmiel: 419, 436
Junkers Ju 188: 370

Kačka (Mi-4): 217, 219
KC-20: 148
KS-1: 427, 428,
KS-2: 427, 428,

L-30 Delfin: 318
Lala-I: 170, 171
Li-2: 11, 147, 155, 158, 161, 281, 413, 471, 472
L⁻2BMW: 388
Li-2F: 154, 415
L⁻2T: 473
Lim-1: 10, 11, 21, 23, 35, 36, 40, 43, 45, 47, 48, 49
Lim-1A: 12, 43, 50
Lim-1,5: 36, 37, 47
Lim-2: 10, 11, 36, 37, 40, 43, 44, 48, 49, 57, 137, 314, 443, 452, 455
Lim-2A: 12, 42, 43, 50
Lim-2R: 10, 36, 40, 45, 57
Lim-2 smugacz: 38, 39
Lim-5: 10, 11, 36, 41, 53, 54, 56, 57, 58, 67, 71, 72, 73, 90
Lim-SP: 11, 53, 55, 62, 68, 69, 71, 72, 73
Lim-5M: 10, 11, 40, 57, 58, 71, 104, 119
Lim-5MR: 59, 72
Lim-5R: 40, 53, 55, 57, 71
Lim-6: 10, 62, 63, 90
Lim-6bis: 10, 11, 57, 62, 63, 64, 71
Lim-6bisR: 10, 62, 63
Lim-6M: 10, 62, 72
Lim-6R: 62
Lindpur Gelatik-32: 358, 359
Lockheed F-104A: 39
Lockheed F-104C: 88
Lockheed F-104C: 89
Lockheed SR-71A: 89
Lockheed U-2: 76
Lockheed YF-12A: 89
LWD Bies: 301, 392
LWD Junak 1: 268, 285, 288, 297, 300, 387, 392
LWD Junak 2: 10, 11, 288, 289, 290, 293, 298, 300, 320, 337, 406
LWD Junak 2bis: 289
LWD Junak 2WN: 292
LWD Goniec: 392
LWD Mie: 392, 394, 397
LWD Szpak 1: 389
LWD Zuch: 286, 287, 387
LWD Zuch 2: 287, 288
LWD ⁻uraw: 398
LWD ⁻uraw A: 380, 399, 402, 403
LWD ⁻uraw B: 399
LWD ⁻uraw C: 399, 403
LWD Zyraw II: 401, 403
Ła-5FN: 471, 472
Ła-168: 28

M-4 Tarpan: 292
Mak-11: 458
Mak-30: 141, 458, 461, 462
McDonnell F-4H-1F: 88, 89

MD-12: 413, 427
MD-12/2s: 414
MD-12F: 415—419
MD-12P: 414
Messerschmitt Bf 108: 473
Mi-1: 11, 203, 227, 228
Mi-1A: 204, 206
Mi-1G: 204
Mi-1M: 204, 207
Mi-1T: 205
Mi-2: 11, 12, 227, 238, 240
Mi-2M: 232, 233, 240
Mi-2R: 237
Mi-2 sanitarny: 237
Mi-2 Taurus II (PZL Kania): 23S
Mi-2 uzbrojony: 234, 235, 236
Mi-4: 215, 240
Mi-4A: 215, 216—218, 220, 222
Mi-4A Lux: 216
Mi-4AI: 216
Mi-4AI: 216
Mi-6a: 93
Mi-8: 219, 240, 247
Mi-8 dysp.: 243, 244
Mi-8 uzbrojony: 244—246
Mi-24: 248
MiG-9: 13, 14
MiG-15: 10, 21, 22, 23, 28, 30, 33, 37, 45, 49, 50, 129, 320
MiG-15 wczesnoseryjny: 47, 48
MiG-15 bezza³ogowy: 32
MiG-15bis: 10, 21, 29, 30, 33, 35, 37, 39, 40, 44, 49, 51, 459
MiG-15bis wczesnoseryjny: 47
MiG-15bis ISz: 32
MiG-15bis 45° (SI-2): 32
MiG-15 eskortuj¹cy: 32
MiG-15LL: 32
MiG-15S: 32
MiG-15 SP-1: 32
M⁻G-15SW: 32
MiG-15R bis: 32
MiG-15U (SU): 32
MiG-15UTI: 17, 30, 41, 42, 47, 48, 268, 320
MiG-17: 10, 50, 67, 73
M⁻G-17F: 10, 36, 52, 53, 67, 71, 72, 73
MiG-17P: 51, 52
MiG-17PF: 10, 52, 53, 67, 69, 71, 73
MiG-17PFU: 52
MiG-17SIV: 53
MiG-17SP-2: 53
MiG-nSR-2: 53
MiG-17 nr 214: 53
MiG-19: 10, 73, 74, 90, 407
MiG-1PP: 75—84
MiG-19PW: 76
MiG-19PM: 75—84
MiG-19R: 76
MiG-19S: 75—84
MiG-WSF: 75
M⁻G-19SW: 75
MiG-21: 11, 76, 85
M⁻G-21F: 86, 87
MiG-21F13: 10, 90, 99, 101
MiG-21FL (wersja 76): 88

M⁻G-2JM (wersja 88): 90, 96
MiG-21MF: 91, 98
MiG-21PF: 86, 90, 95, 97, 99—101
MiG-21PFM: 91, 94, 95, 100
MiG-21R: 93
MiG-21 wersja E-6 (MiG-21F): 91
MiG-21 wersja E-6US: 91
MiG-21 wersja E-7 (M⁻G-21PF): 91, 94
MiG-21 wersja E-7M: 91
MiG-21 wersja E-76: 91, 93
MiG-21 wersja E-88: 90
MiG-21 wersja E-94: 91, 94
MiG-21U: 91, 92
MiG-21U wersja 66: 91
MiG-21U wersja 68: 91
MiG-21U wersja 68A: 91
MiG-21U wersja 69: 91

NHI-3 Kolibrie: 420
Nord Grijfon II: 89
Word NC-701: 370, 371, 373, 473
Word NC-702 Martinet: 370
Northrop T-3S: 88, 89

P-39Q (Bell) .Airacobra: 471, 472
Pe-2: 10, 128, 129, 135, 281, 471, 472, 473
Po-2: 10, 11, 255, 256, 281, 285, 377, 389, 399, 471, 473
Po-2S (S-2): 471, 472
Piper L-4 Grasshoper: 374, 375
Piper L-4A: 374, 375—381
Piper L-4B: 375, 377, 381
Piper L-4H: 374, 375, 377, 380
Piper L-4J: 374, 375
Piper L-4H Praga D: 379, 381
Piper L-4J Walter Mikron: 378
Piper L-H WAT-1: 379
Piper L-4H wodnosamolot: 379, 380
Poduszkowiec IE: 384
Poduszkowiec SMT: 385
Poduszkowiec CBKUB: 335
Poduszkowiec WAT Cuprum: 385
Poduszkowiec radziecki: 385, 386
PS-1: 423, 424
PS-2: 423, 424
PS-3: 423, 424
PZL G-1: (Jak-17): 15
PZL G-3 (Jak-23): 21
PZL Kania (Mi-2 Taurus II): 233
PZL M-4 Tarpan: 292
PZL M-15: 170, 171
PZL M-16STN: 431
PZL S-1: 377, 388, 391, 404
PZL W-3 Sołcot: 251
PZL-101 Gawron: 339, 340
PZL-104 Gelatik: 350, 351, 358, 359
PZL-104 Wilga: 346
PZL-104 Wilga C (Wilga 2C): 348, 351, 367
PZL-104 Wilga CA (Wilga 2CA): 351
PZL-104 Wilga CD (Wilga 2CD): 348, 349
PZL-104 Wilga CP (Wilga 2CP): 348, 351
PZL-104-Wilga CL (Wilga 2CL): 351
PZL-104 Wilga 1: 347, 366

PZL-104 Wilga 2: 347, 351, 358
PZL-104 Wilga 2A: 348, 353
PZL-104 Wilga 2P: 348, 349, 351, 352.
PZL-104 Wilga 2S: 348
PZL-104 Wilga 3: 353
PZL-104 Wilga 3A: 353, 354
PZL-104 Wilga 3AD: 353
PZL-104 Wilga 3C (Wilga 32): 354, 355
PZL-104 Wilga 3P: 353
PZL-104 Wilga 3R: 353
PZL-104 Wilga 3S: 353
PZL-104 Wilga 32: 354—358, 363
PZL-104 Wilga 32X: 355
PZL-104 Wilga 3 1/2: 354
PZL-104 Wilga 35: 11, 354, 355, 356, 363
PZL-104 Wilga 35A: 357, 361
PZL-104 Wilga 35H: 361
PZL-104 Wilga 35M (Turbowilga): 380
PZL-104 Wilga 35P: 311, 341, 358, 363, 364, 368, 369, 437
PZL-104 Wilga 35 retransl.: 365
PZL-104 Wilga 35S: 363
PZL-104 Wilga 40: 359
PZL-104 Wilga 43: 360, 361
PZL-104 Wilga 45: 360, 361, 437, 438
PZL-106 Kruk: 341

Republic F-105B: 89
Rékaw H: 439
Rékawy zmodernizowane: 440

S: 28
S-01: 28
S-2 (Po-2S): 471, 472
S-2: 404
S-3 Kania: 377, 404, 405
S-4 Kania-2: 404, 405, 406
S-13: 262, 263, 265, 266, 267
SAAB J-29: 20
Samolot cel serii A: 464
Samolot cel serii B: 463
Samolot pocisk JOW (Z-W): 466
Samolot pocisk MOR (W-W): 467, 470
Samolot 103: 125
Samolot 103U: 125
Samolot 103W: 125
SB-2: 281
SBLim-1: 12, 40, 42, 43, 47, 48
SBLim-2: 12, 42, 43, 45, 48, 57, 320
Sch-1: 161
SD (MiG-J5bis): 29
Sen Jang F-4: 53
Sen Jang F-6: 76
SF (MiG-17F): 52
SI (MiG-17): 51
Siebel Fh-104A: 370
Siebel Si-204: 370
Siebel Si-204AI: 370
Siebel Si-204DI: 370
Sikorsky S-55: 215
SIF-28: 135, 136, 141, 143
SM-1: 10, 11, 203, 229, 434, 435
SM-1D: 206, 209
SM-1S: 206, 207, 209
SM-JSz: 206

SM-1W: 207, 208, 214, 223
 SM-1Wb: 207, 213
 SM-1Z: 206
 SM-1/300: 205, 207
 SM-1/600: 206, 214
 SM-2: 11, 208, 223, 229, 232, 435
 SM-3 (Mi-2): 228
 SM-4 *Łódka*: 232, 434, 436
 SM-4CTD: 435, 436
 SM-5: 435, 436
 SM-6: 436
 SM-9 (MiG-19): 74
 SM-10: 76
 SM-12PM: 76
 SM-12PMU: 76
 SM-30: 76
 SM-50: 76
 SNYC Word NC-701: 370, 371, 373, 473
 SP-2: 31
 Spec-3: 445, 447
 Spec-4: 445, 446, 448, 450
 ST (MiG-15UTI): 31
 Sterowiec ITALIA: 375
 Sterowiec SILESIA (projekt): 384
 Stinson L-5 Sentinel: 374
 SU (MiG-15U): 32
 Suchoj T-405: 89
 Suchoj T-104: 101, 80, 89

Su-7BK. (wersja S-22K): 107
 Su-7BKŁ (wersja S-22KŁ): 103, 107
 Su-7BM (wersja S-22M): 103, 107
 Su-7U: 103, 106
 Su-7U: (wersja U-22): 107
 Su-S: 115
 Su-10: 133
 Su-20: 109, 111, 113
 Szcze-2: 471, 472
 SZD — cel wolnolotaj¹cy: 440
 SZD *Jaskółka*: 209
 SZD Muc³ia: 395

Taylorcraft L-2A: 374, 375, 377, 378
 TC Borsuk: 434
 TC-1: 440, 441—443
 TC-2: 443
 TS-7CHwat: 293, 406, 407
 TS-8 Bies: 10, 11, 270, 274, 301, 314, 320, 407, 414
 TS-8 Bies P-1: 302—305, 311
 TS-8 Bies P-2: 302—306
 TS-8 Bies P-3: 302, 304, 306, 310
 TS-8 Bies BI: 307
 TS-S Bies Bil: 307—309, 311, 313
 TS-8 Bies BIII: 307—312
 TS-9 Junak 3: 10, 11, 277, 290, 293, 299, 300, 337, 407, 451
 TS-9 Junak 3A: 300
 TS-9 Junak 3B: 300
 TS-11 Iskra: 11, 17, 40, 57, 139, 140, 309, 314, 424, 425, 428, 430

TS-11 Iskra bis: 319, 321, 328, 330
 TS-11 Iskra bisB: 323, 324, 328
 TS-11 Iskra bisC: 11, 324, 328
 TS-11 Iskra bisD: 326, 327, 328
 TS-11 Iskra bisDF: 11, 324, 326—328
 TS-11 Iskra 01: 315
 TS-11 Iskra 02: 315, 316, 328
 TS-11 Iskra 03: 315, 316, 319, 320, 328
 TS-11 Iskra 04: 315, 317, 328
 TS-11 Iskra 100: 323, 324, 328
 TS-11 Iskra 200Art: 324, 325, 328
 TS-11 Iskra 200BR: 11, 326, 327, 328, 330
 TS-11 Iskra 200SB: 326, 328
 TS-15 *Fregata*: 428, 429
 TS-16 Grot: 429
 TS-16 Grot A: 430
 TS-16 Grot B: 430
 TS-16RD-A Grot A: 430—433
 TS-16RD-B Grot B: 430—433
 Tu-1: 127
 Tu-2: 10, 12, 125, 132, 135, 280, 281
 Tu-2D: 127
 Tu-2 dowiadczalny: 127
 Tu-2F: 127
 Tu-2 holowniczy: 127
 Tu-2 paratoan: 127
 Tu-2R: 126, 127

Tu-2 specjalny: 129, 130
 Tu-2Sz: 127
 Tu-8: 127

Tu-10: 127
 Tu-12: 127
 Tu-14: 135
 Tu-16: 76
 Tu-78: 133, 134
 Tukan: 452, 455, 457

U-2 (Lockheed): 76
 UIf-2: 118, 472, 473
 UIJ-10: 116, 120, 123
 UŁa-5: 267
 UPe-2: 280, 472, 473
 USB: 280, 281, 473
 UTB-2: 10, 128, 280, 284, 392
 UT-2: 273, 274, 281, 285, 471, 472, 473
 UT-2MW: 273
 UT-2 wz. 44: 273
 UTI-4: 472
 UTI Jak-23: 21
 UTI MiG-15: 17, 30, 41, 47, 48, 268, 320
 UTI MiG-15P (SP-5): 32

VEB If-14P: 153, 154
 VEB Il-14T: 153, 155

W-2: 227, 228
 W-4: 215
 W-8: 240
 W-8/II: 240

Nakładem wydawnictwa MON

**ukazały się m. in.
następujące pozycje
dotyczące polskich
samolotów wojskowych
okresu powojennego:**

Jerzy Domański

SAMOLOT MYŚLIWSKI MiG-15

1972 r., s. 16, cena 7 zł³
(seria TBU)

•

Jerzy Domański

SAMOLOT MYŚLIWSKI MiG-17

1976 r., s. 16, cena 7 zł³
(seria TBU)

•

Jerzy R. Konieczny

**SAMOLOT TRANSPORTOWY
An-12**

1973 r., s. 16, cena 7 zł³
(seria TBU)

*

Tadeusz Krótkiewicz

SAMOLOT SZTURMOWY Ił-10

1974 r., s. 16, cena 7 zł³
(seria TBU)